

Trabajo Fin de Grado

Estudio y Análisis de Métodos Alternativos de
Propulsión Aérea

Study and Analysis of Alternative Methods of Air
Propulsion

Autor/es

Daniel Labara Álvarez

Director/es

Mariano Muñoz Rodríguez

Titulación del autor

Ingeniería de Tecnologías Industriales

Escuela de Ingeniería y Arquitectura
2020

Estudio y Análisis de Métodos Alternativos de Propulsión Aérea

Resumen

El objetivo principal de este trabajo es el estudio y análisis de métodos propulsivos para aeronaves comerciales que posibiliten reducir el consumo de combustible.

Se han considerado varios tipos de propulsores a estudiar como: el turbofán convencional, turbofán híbrido, y un modelo de propulsor totalmente eléctrico. Además, se ha prestado especial atención a los modelos híbridos y a un dimensionamiento eficiente de sus componentes eléctricos.

Para la creación de los modelos propulsivos se ha hecho uso de ecuaciones ya existentes, para el análisis paramétrico, y fuera de diseño, en el modelado de las turbinas aéreas. En el caso de los modelos híbridos y eléctricos, estas ecuaciones han sido modificadas correspondientemente para reflejar los cambios en los propulsores. Por otra parte, ha sido necesaria la creación de un modelo de aeronave que permite integrar los distintos modelos propulsivos, para la simulación de su comportamiento en vuelo.

Todos los modelos han sido incluidos en un programa de software propio que permite la realización de diversos análisis de manera sencilla. Además, el software permite la manipulación de distintas variables, para encontrar configuraciones óptimas, y para la representación de los resultados de los análisis.

Por último, se ha evaluado la influencia de distintos valores configurables sobre los parámetros de rendimiento, que son los que definen el comportamiento de los distintos propulsores, y su capacidad para cumplir los objetivos de reducción de consumo.

Tabla de contenidos

Tabla de figuras	5
Glosario	7
1 Introducción	8
2 Variables de estudio	11
2.1 Parámetros configurables	11
2.2 Parámetros de rendimiento	12
3 Modelos de estudio	14
3.1 Turbofán convencional	15
3.2 Turbofán híbrido	16
3.3 Propulsor eléctrico	17
3.4 Modelo de aeronave	18
4 Desarrollo de software	20
4.1 Estructura interna	20
4.2 Funcionamiento	22
5 Análisis comparativo de propulsores	23
5.1 Consumos específicos	24
5.2 Consumo total	26
5.3 Capacidad de carga	30
5.4 Rango máximo	32
6 Conclusiones	35
Bibliografía	36
ANEXO A DESARROLLO DE ECUACIONES	37
A.1 Análisis paramétrico	38
A.1.1 Ecuaciones generales	39
A.1.2 Turbofán convencional	40
A.1.3 Turbofán híbrido	46
A.1.4 Propulsor eléctrico	51

A.2 Análisis fuera de diseño	54
A.2.1 Turbofán convencional	54
A.2.2 Turbofán híbrido	57
A.2.3 Propulsor eléctrico	59
ANEXO B DOCUMENTACIÓN DEL SOFTWARE	61
B.1 Guía de uso	62
B.1.1 Funcionamiento	62
B.1.2 Configuración	66
B.1.3 Mensajes de error	67
B.2 Estructura	68
B.2.1 Ampliación del programa	69

Tabla de figuras

Figura 3.1: Esquema de un motor Turbofán	15
Figura 3.2: Configuración híbrida en serie	16
Figura 3.3: Configuración híbrida en paralelo	17
Figura 3.4: Configuración del propulsor eléctrico	18
Figura 4.1: Diagrama de bloques del modelo propulsivo	21
Figura 4.2: Diagrama de bloques del modelo de aeronave	21
Figura 5.1: Consumo específico de combustible en despegue	24
Figura 5.2: Consumo específico de combustible en crucero	24
Figura 5.3: Consumo específico de energía en despegue	25
Figura 5.4: Consumo específico de energía en crucero	25
Figura 5.5: Consumo específico de energía en despegue	25
Figura 5.6: Consumo específico de energía en crucero	25
Figura 5.7: Consumo total de combustible	26
Figura 5.8: Consumo total de energía	26
Figura 5.9: Peso de cada componente para las distintas variantes	27
Figura 5.10: Consumo de combustible para distintas energías específicas	28
Figura 5.11: Consumo de energía para distintas energías específicas	28
Figura 5.12: Consumo de combustible para distintos ratios de planeo	29
Figura 5.13: Consumo de energía para distintos ratios de planeo	29
Figura 5.14: Carga útil para distintos propulsores	30
Figura 5.15: Carga útil para distintas energías específicas	31
Figura 5.16: Carga útil para distintos ratios de planeo	31
Figura 5.17: Rango máximo para los distintos propulsores	32
Figura 5.18: Rango máximo para distintas energías específicas	33
Figura 5.19: Rango máximo para distintos ratios de planeo	34
Figura B.1: Selección del elemento de análisis	62

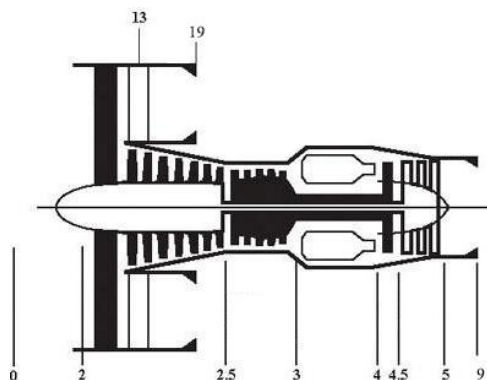
Figura B.2: Selección del tipo de análisis	63
Figura B.3: Selección del tipo de motor	63
Figura B.4: Pestaña Workspace de MATLAB	65
Figura B.5: Pestaña PLOTS en MATLAB	65
Figura B.6: Campos del archivo configuración	66
Figura B.7: Mensaje de error	67
Figura B.8: Estructura del programa principal	68

Glosario

A	Área o sección de paso
a	Velocidad del sonido local
c_{pe}	Calor específico del aire (1004kJ/kgK)
c_{pt}	Calor específico de los gases de combustión (1155kJ/kgK)
e	Eficiencia politrópica
F	Empuje
f	Dosado (Ratio aire/combustible)
h_{pr}	Poder calorífico del combustible
M	Numero de Mach
\dot{m}	Flujo de masa
η_c	Eficiencia isoentrópica del compresor
η_t	Eficiencia isoentrópica de la turbina
η_e	Eficiencia del sistema eléctrico
η_m	Eficiencia mecánica
P	Presión
P_t	Presión total (acompañada de cifra de estación)
π	Relación de presiones
T	Temperatura
T_t	Temperatura de remanso (acompañada de cifra de estación)
τ	Relación de temperaturas
W_e	Potencia eléctrica

Numeración de estaciones:

0	Flujo libre
13	Salida del fan
19	Salida de la tobera del fan
2	Admisión al motor
25	Salida del compresor de baja presión
3	Salida del compresor de alta presión
4	Salida de la cámara de combustión
45	Salida de la turbina de alta presión
5	Salida de la turbina de baja presión
9	Salida de la tobera del núcleo



1 Introducción

Las últimas décadas han visto el crecimiento de la industria de la aviación. Esto es debido principalmente a la llegada de las aerolíneas de bajo coste al mercado. Su modelo de negocio se centra en vuelos de corta distancia, de alrededor de 3000km, consiguiendo que el transporte aéreo sea accesible a un mayor público. Esta tendencia se consolidará durante los próximos años, gracias a que gran parte de la población de los actuales países en desarrollo va a poder acceder al transporte aéreo. Se estima que la cantidad de viajeros totales se doble para el año 2035 (Rosen, 2017).

Una de las consecuencias de esta situación, ha sido el aumento de las emisiones de gases de efecto invernadero a la atmosfera (IEA, 2020). En el contexto político actual centrado en el cambio de modelo energético y productivo es necesario que se intenten reducir las emisiones de efecto invernadero. A pesar de que se ha aumentado la eficiencia de las aeronaves de manera considerable desde mediados del siglo pasado, es necesario otro salto en eficiencia para mantener las emisiones controladas tras el aumento de pasajeros esperado. Ante el reto de reducir emisiones y costes, otros modos de transporte están comenzando su electrificación, como es el caso de los vehículos eléctricos (IEA, 2019). Cabe preguntarse entonces, si es posible tal cambio en la industria de la aviación. Para ello la industria ha de superar una serie de retos entre los que destaca la baja energía específica de las baterías actuales. Es por eso por lo que, aunque una electrificación completa puede no ser factible, la implementación de sistemas híbridos que reduzcan las emisiones puede serlo. Como ocurrió previamente con los vehículos terrestres, el grado de electrificación dependerá estrechamente de la energía específica de las baterías disponibles.

Además, la industria de la aviación ha sido históricamente muy sensible a las variaciones en el precio del petróleo (Airbus, 2019), esta situación ha ayudado a impulsar la eficiencia de las aeronaves de tal manera que, desde la década de 1970, el consumo de combustible por pasajero se ha reducido a la mitad (IEA, 2019). A pesar de los avances conseguidos, debido a la aparición de compañías de bajo coste, los márgenes de beneficio en cada vuelo son muy bajos (Airbus, 2019), acentuando de esta manera la vulnerabilidad a los cambios en el precio del petróleo. Por ello, es frecuente ver aerolíneas que entran en quiebra por cambios en la demanda o en el precio del combustible.

Actualmente el combustible de aviación está exento de impuestos en Europa (O’Leary, 2018), pero teniendo en cuenta los compromisos con el clima tomados por diversos gobiernos mundiales, no estaría fuera de lugar, que este trato especial hacia la aviación cambiase en un futuro cercano, ya sea con la introducción de impuestos al combustible usado, o a las emisiones a la atmósfera.

Por ello, conseguir una reducción en el consumo de combustible no sólo conlleva ventajas económicas al reducir el coste operativo del vuelo, sino que también disminuye la vulnerabilidad a factores externos a las aerolíneas como cambios de legislación medioambiental o variaciones en el precio del petróleo.

Es importante tener en cuenta que, la mayoría de los países se comprometieron en 2015, en el Acuerdo de París, a reducir las emisiones contaminantes para que la temperatura media no aumente por encima de 1,5 grados sobre niveles preindustriales (United Nations, 2015). Como la aviación es una industria responsable de alrededor del 2% de las emisiones de efecto invernadero, es necesario buscar maneras de reducir su impacto en el clima. Algunas de las propuestas son: mejoras en la aerodinámica, en la electrificación de la propulsión, o en un aumento de la eficiencia de los motores actuales.

Por ello, es importante buscar la manera de que alguna de estas propuestas sea viable. Esto conlleva que no afecten significativamente a las características de la aeronave, como puede ser la distancia de vuelo, o la carga útil. Afortunadamente, en la actualidad, la gran mayoría de los vuelos civiles corresponden a aquellos de corta distancia, normalmente de no más de 3000km (Airbus, 2019). Estos vuelos suelen ser hechos por aviones de fuselaje estrecho y de un solo pasillo como el Airbus A320 y el Boeing 737. En este estudio se compararán distintos modelos propulsivos para buscar una alternativa que consiga reducir el consumo de combustible y de emisiones para vuelos de corta distancia.

Para conseguir realizar una comparación eficaz, hace falta simular el comportamiento del propulsor durante todo el vuelo, lo cual hace necesario conocer el estado de la aeronave en cada instante, es decir, su altitud, velocidad, y el empuje necesario para continuar el vuelo. Por ello será necesario desarrollar los modelos de propulsores además del de aeronave.

Debido a la complejidad de los cálculos, y para facilitar la tarea de análisis, todos los modelos, se implementarán en un programa en MATLAB. Para alimentar dicho programa, será necesario contar con la trayectoria de vuelo que se quiera analizar. Esta será obtenida mediante un programa externo, PianoX. Después, el programa se encargará de realizar la simulación de todo el trayecto, para conocer consumos, empujes y telemetría, además, este programa en MATLAB tiene que ser modular para permitir intercambiar modelos propulsivos entre sí, o modificar parámetros.

Por último, hace falta definir los distintos modelos propulsivos a comparar, los cuales se dividen en tres grupos dependiendo de su arquitectura. Estos son: turbofán convencional, turbofán híbrido, y propulsor eléctrico. Estos tres tipos de propulsores corresponden a diferentes niveles de electrificación, lo cual viene motivado por el gran interés que existe hoy en día en el estudio de aeronaves híbridas y eléctricas como el Airbus E-Fan y el Airbus E-Fan X (Airbus, 2020).

De este modo el trabajo quedará dividido en los siguientes capítulos: introducción, variables de estudio, modelos a desarrollar, programa desarrollado, análisis de resultados, y conclusiones.

Las relaciones de estudio son aquellas variables o parámetros que serán de importancia en el análisis posterior de las alternativas. Estas relaciones pueden ser características de los modelos propulsivos, como puede ser el consumo específico, o también pueden referirse a un valor del vuelo como el consumo total. En el capítulo correspondiente se definirán las variables de estudio, y como analizarlas.

Los modelos a desarrollar corresponden a los diferentes sistemas propulsivos, además del correspondiente a la aeronave. Mientras que la gran mayoría de las ecuaciones que describen el comportamiento están desarrolladas en el Anexo A, en el capítulo de la memoria se tratará de explicar brevemente las diferencias entre modelos propulsivos, y su interacción con el modelo de aeronave.

El programa desarrollado es una pieza fundamental del TFG ya que sin él no se podría proceder al análisis propuesto de la misma manera. Esta herramienta permite la simulación de un vuelo completo desde el despegue hasta el aterrizaje para realizar una comparación lo más completa posible entre alternativas propulsivas. En este apartado se hará mención a su desarrollo y a su funcionamiento interno, los cuales serán ampliados en el Anexo B

Por último, se realizará el análisis de resultados con los datos obtenidos del programa. Estos datos son extraídos del programa, y sirven para hacer comparaciones entre modelos propulsivos, y para conocer como cambios en ciertos parámetros críticos afectan a las variables de interés.

2 Variables de estudio

A la hora de realizar un análisis es necesario definir cuáles son los parámetros o valores que se quieren estudiar. Estos se pueden dividir en dos grupos: los parámetros que se pueden configurar dentro de los modelos para realizar una comparativa entre propulsores, y los parámetros de rendimiento, que son los valores resultado de una simulación o cálculo, y que son de interés para el análisis en cuestión, en este caso el análisis comparativo entre propulsores del capítulo 5.

2.1 Parámetros configurables

Estos parámetros son aquellos que se pueden configurar en los modelos. Algunos son dependientes del nivel tecnológico del componente, y otros son dependientes del diseño. Es importante saber que existe una gran cantidad de parámetros configurables, especialmente en los modelos propulsivos, sin embargo, se ha considerado que los expuestos a continuación son los que tienen mayor interés para realizar una comparación entre alternativas. En cualquier caso, estos parámetros son los que serán modificados durante el análisis, ya que es importante conocer cómo influyen en las relaciones de rendimiento.

2.1.1 Grado de electrificación

Este parámetro determinará el peso que tendrá el motor eléctrico en el propulsor. Mientras que en los propulsores eléctricos el grado de electrificación será máximo, en el caso de los turbofán convencionales será cero. En los propulsores híbridos, el grado de electrificación puede variar de forma notable dependiendo de la potencia del motor eléctrico asociado. Además, es de prever, que este valor condicionará el alcance máximo y afectará al peso de las baterías de manera significativa.

2.1.2 Energía específica de las baterías

La energía específica es la cantidad de energía que puede almacenar una batería por unidad de masa. Este valor aumenta conforme mejora la tecnología, lo que resulta en un menor peso del sistema de almacenamiento energético. Los valores de energía específica de las baterías actuales son 50 veces menores que los del keroseno de aviación, lo cual hace que sea un factor limitante en los propulsores que utilizan este tipo de fuente de energía. Por lo tanto, es importante conocer su efecto sobre la viabilidad de las distintas alternativas.

$$\epsilon = \frac{E}{m}$$

2.1.3 Ratio de planeo

La ratio de planeo es una característica aerodinámica de la aeronave, que relaciona el empuje necesario para mantener el vuelo a nivel con el peso de la aeronave. Cuanto mayor es el valor, menor será el empuje necesario, y por lo tanto el consumo de combustible. Con el paso del tiempo este valor ha aumentado, y ha dado lugar a aeronaves más eficientes. Actualmente se sitúa alrededor de 20 para vuelo en crucero.

2.2 Parámetros de rendimiento

Los parámetros de rendimiento son las relaciones que permitirán valorar la mejor alternativa propulsiva para la situación propuesta. Este tipo de valores no son configurables, sino que son obtenidos tras realizar la simulación correspondiente.

2.2.1 Consumo específico de combustible

El consumo específico se define como el flujo másico de combustible por unidad de empuje desarrollado (g/kNs). Es un parámetro crucial en un propulsor ya que permite comparar la eficiencia de un propulsor independientemente del empuje que genere. Además, cabe destacar que este valor varía dependiendo de las condiciones de vuelo, por ejemplo, el consumo específico suele ser el doble en condiciones de crucero que en despegue. Cuanto menor sea este valor, menor será el consumo de combustible de un propulsor.

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f}{F} = \frac{\dot{m}_c * f}{F} \quad (2.1)$$

2.2.2 Consumo específico de energía

En el caso de los propulsores híbridos y eléctricos existe otra fuente de energía en el ciclo, por lo que hace falta definir una relación que permita su comparación con cualquier propulsor. El consumo específico de energía se define de esta manera como la potencia introducida al sistema por unidad de empuje desarrollado (kW/kN). Para obtener la potencia usada se necesitan incluir todas las fuentes de energía: la eléctrica y la química.

$$TSEC = \frac{W_e + (\dot{m}_f * h_{pr})}{F} \quad (2.2)$$

2.2.3 Consumo total de combustible

El consumo total es definido como el consumo de combustible en una aeronave tras un vuelo determinado. Para obtener este valor hará falta realizar una simulación completa del vuelo, por lo

que su cálculo es complicado. Además, este es un parámetro clave ya que uno de los objetivos del trabajo es obtener una configuración que permita reducir el consumo total de combustible.

2.2.4 Consumo total de energía

Al igual que ocurre con el consumo específico, cuando se comparan propulsores híbridos y eléctricos la fuente de energía no es solo química, y por lo tanto es necesario crear un parámetro que facilite el análisis. El consumo de energía será entonces la suma de energía eléctrica y química utilizada para llevar a cabo un vuelo completo.

2.2.5 Capacidad máxima de carga

La capacidad máxima de carga se define como el peso máximo que es capaz de llevar una aeronave en un vuelo concreto. En vuelos cortos este valor suele estar limitado por el peso máximo de la aeronave en despegue, sin embargo, en vuelos de mayor distancia este valor se reduce por la necesidad de llevar más combustible

2.2.6 Alcance máximo con carga estándar

El alcance máximo con carga normal está definido como la distancia máxima a la que puede volar una aeronave en caso de que la carga sea estándar, es decir, con el peso de todos los pasajeros. Este valor es especialmente importante a la hora de comparar alternativas híbridas y eléctricas debido a que el alto peso de las baterías puede afectar al alcance máximo.

3 Modelos de estudio

Se han elegido varios tipos de sistemas propulsivos con distintos grados de electrificación. Estos son: turbofanés convencionales, turbofanés híbridos, y propulsores totalmente eléctricos. De esta manera, se pueden comparar tecnologías clásicas, como pueden ser los turbofanés convencionales con nuevas propuestas de propulsión eléctrica y verificar el potencial de todas.

A la hora de modelar este tipo de propulsores se hace uso de ecuaciones termodinámicas, y de flujo compresible, que describen los estados en todas las etapas de un motor. Existen 2 tipos de análisis distintos con distintas funciones, estos son: análisis paramétrico, y análisis fuera de diseño.

El **análisis paramétrico, correspondiente a condiciones de diseño**, está basado en ecuaciones de equilibrio termodinámico. Para resolver estas ecuaciones hace falta introducir una serie de parámetros que determinan las características del motor (temperatura de entrada a la turbina, relaciones de compresión...). Este tipo de planteamiento permite averiguar cómo los cambios en los distintos parámetros varían el comportamiento del motor, en términos del empuje específico, consumo específico, etc. Esto hace que sea un análisis muy útil a la hora de diseñar motores y optimizarlos para distintas aplicaciones. Sin embargo, no representa el funcionamiento de un motor real fuera de la situación de análisis, ya que, si se cambian las condiciones de contorno, y se mantienen los parámetros de diseño fijos, es necesario que las características físicas del motor cambien (tamaño de conductos, diseño de álabes...). Como los motores reales trabajan en un amplio rango de condiciones, es necesario otro tipo de análisis.

El **análisis fuera de diseño** se usa para calcular el comportamiento del motor a lo largo de su rango operativo, es decir, con diferentes condiciones exteriores (presión, temperatura y velocidad), y con diferentes requerimientos de potencia. Existen diversos modos de realizar análisis de fuera de diseño, desde simulaciones en CFD, a hacer uso de mapeo de componentes. El método utilizado es el propuesto por Wittenberg (Wittenberg, 1976), en el que no es necesario conocer los mapas de los componentes, sino que se tiene en cuenta el comportamiento de los componentes físicos del motor (compresores, turbinas...) mediante distintas ecuaciones. Estas comparan mediante análisis dimensional el estado del motor en un momento específico, con un estado que se ha tomado de referencia. Por lo tanto, para realizar el análisis fuera de diseño, es necesario haber realizado previamente un análisis paramétrico para calcular el estado de referencia del que se parte.

Las ecuaciones usadas en el modelado del turbofán provienen del libro *Elements of Gas Turbine Propulsion* (D.Mattingly, 1996). Estas han sido adaptadas para su implementación en Software,

y modificadas para ajustarse al modelo de turbofán híbrido. Su desarrollo se encuentra en el Anexo A.

3.1 Turbofán convencional

En el caso de los **turbofán convencionales** se procederá al análisis de un modelo basado en un motor real, en concreto del GE90 de General Electric ya que hace uso de las tecnologías más avanzadas. El motor elegido es de doble eje (dual shaft), y con etapas del compresor en el eje lento.

Un motor turbofán es un tipo de motor a reacción en el cual solo parte del flujo de aire atraviesa la cámara de combustión. El resto de flujo, llamado flujo de bypass solo pasa por un compresor llamado ventilador o fan, para ser más tarde expulsado por una tobera como se puede ver en la figura 3.1. Para mover este compresor, parte del aire atraviesa el núcleo del motor, también llamado generador de gas, y es dirigido a una turbina, la cual está conectada al fan mediante un eje común. La mayoría de los turbofán modernos tienen dos ejes concéntricos, uno que gira con el generador de gas (compresor y turbina de alta presión), y otro conectado a la turbina de baja presión, al fan, y al compresor de baja presión.

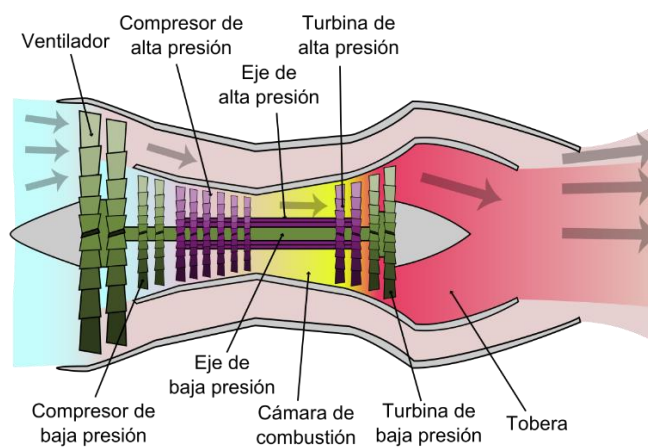


Figura 3.1: Esquema de un motor Turbofán

La relación entre la cantidad de aire que solo atraviesa el fan, con respecto al flujo que atraviesa el núcleo es llamada ratio de bypass. Conforme ha avanzado la tecnología en los turborreactores, ha sido posible aumentar esta ratio.

La ventaja de tener un bypass elevado es que aumenta la eficiencia propulsiva del propulsor, lo cual disminuye el consumo de combustible. Sin embargo, cuanto mayor es el bypass menor es el empuje específico, lo que significa que, para proporcionar cierto empuje, se necesita un motor de mayor tamaño.

3.2 Turbofán híbrido

Los **turbofán híbridos** considerados en este estudio son motores de tipo turbofán en los cuales un motor eléctrico asiste a la turbina para mover el fan, de esta manera es necesario extraer menos energía mecánica de la turbina, y por lo tanto se puede reducir el consumo de combustible. Un parámetro clave en su diseño es el dimensionamiento de los componentes eléctricos, estos componentes son el motor eléctrico asociado acoplado, y las baterías que alimentan dicho motor.

El tamaño del motor estará relacionado con el grado de electrificación del turbofán, y la capacidad de las baterías determinará la distancia que pueda recorrer la aeronave haciendo uso del modo híbrido. Uno de los parámetros clave en cualquier vehículo eléctrico es la energía específica de las baterías. Como la tecnología en el ámbito de las baterías avanza considerablemente, los análisis posteriores se realizarán con varias energías específicas, para poder comparar como este parámetro puede influir en la viabilidad de este tipo de propulsor.

Un turbofán híbrido es un tipo de propulsor que hace uso tanto de energía térmica, proporcionada por una turbina, como de energía eléctrica, dada por un motor eléctrico, para generar empuje. Al igual que en los vehículos híbridos, existen distintas configuraciones, dependiendo de cómo están conectados los generadores al propulsor. Las dos configuraciones más comunes son en serie y en paralelo.

En la **configuración en serie** (ver figura 3.2), una turbina está conectada a un generador eléctrico para proporcionar energía a un sistema de baterías. Los propulsores por su parte son movidos por motores eléctricos que captan energía del sistema de baterías. De esta manera la turbina solo está conectada al generador de energía de modo que no está unida por ningún eje a los propulsores de modo que puede trabajar independientemente del propulsor. La ventaja de este método es que el generador térmico puede funcionar de este modo en su rango de mayor eficiencia.

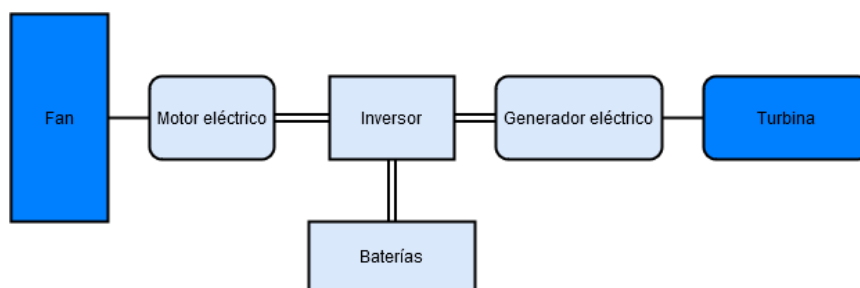


Figura 3.2: Configuración híbrida en serie

En la **configuración en paralelo** (ver figura 3.3), el motor eléctrico y la turbina están conectadas al fan mecánicamente, y ambas se encargan de moverlo. El motor eléctrico está conectado a su vez a un sistema de baterías desde donde se le suministra energía eléctrica. Esta es la configuración que se va a elegir para su estudio como alternativa híbrida ya que es la que requiere

menos cambios en la arquitectura de las aeronaves actuales, haciendo más factible su implementación (Ang, Gangoli Rao, Kanakis, & Lammen, 2017). De este modo, el motor eléctrico estaría conectado al eje lento de un turbofán de doble eje, asistiendo a mover el fan, y el compresor de baja presión.

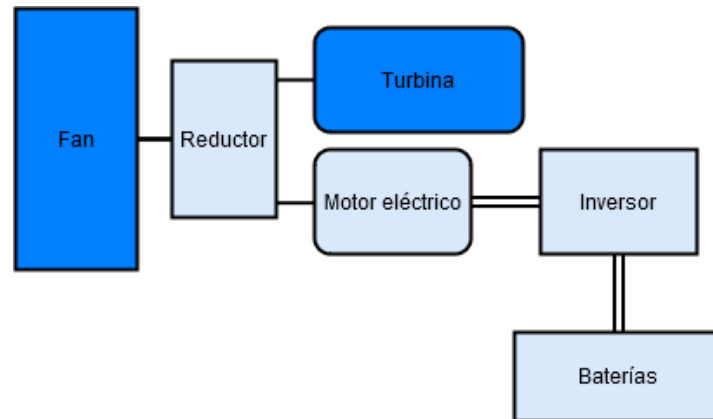


Figura 3.3: Configuración híbrida en paralelo

En los motores turbofán la turbina es la encargada de mover el fan, que proporciona alrededor del 80% del empuje. Si hay un motor eléctrico asistiendo a la turbina esta podrá disminuir su tamaño ya que no hará falta consumir tanta energía química.

La ratio de bypass depende de la cantidad de potencia eléctrica aportada por el motor eléctrico. Como los análisis se van a realizar con distintos tamaños de motores eléctricos, habrá que ajustar el bypass consecuentemente.

Otro de los aspectos más importantes es el de la gestión energética del motor eléctrico. El hecho de que un turbofán híbrido tiene dos fuentes de energía da la opción de extraer más o menos energía eléctrica del motor eléctrico, compensando correspondientemente con el generador de gas.

En este trabajo se ha optado por que el consumo de energía eléctrica sea constante durante las diferentes etapas del vuelo. Durante el ascenso la potencia eléctrica será el máximo permitido. En condiciones de crucero ésta se reducirá a un valor entre el 30-50% que se ajustará para asegurarse que la temperatura de entrada a la turbina en crucero se mantiene constante. Cuando la aeronave descienda, el motor eléctrico no aportará ninguna energía ya que el motor entra en ralentí.

3.3 Propulsor eléctrico

En los **propulsores totalmente eléctricos** (ver figura 3.4), el generador de gas se sustituye por un motor eléctrico. Al igual que en el resto de los propulsores, el encargado de generar empuje es un fan dentro de una góndola (nacelle). Ésta es una configuración en estudio actualmente para

aeronaves eléctricas como el Airbus E-Fan. Además, la existencia de elementos comunes con los turbofán permite reutilizar algunas de las ecuaciones ya desarrolladas.

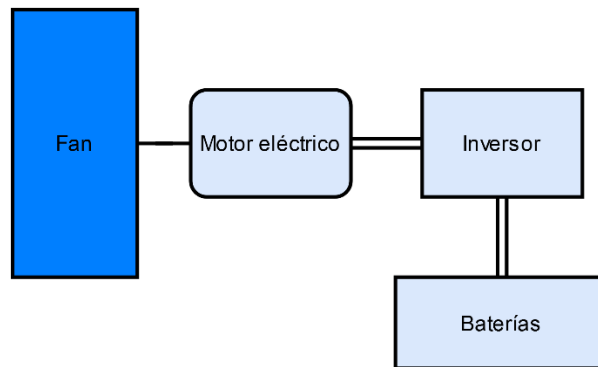


Figura 3.4: Configuración del propulsor eléctrico

Uno de los aspectos más importantes al usar un propulsor eléctrico es la fuente de energía usada. Actualmente se están estudiando varias alternativas como las pilas de combustible, las cuales ofrecen ventajas en cuanto a densidad energética. Sin embargo, en este trabajo se ha elegido un sistema de baterías para alimentar al motor eléctrico. Esto es debido a la mayor simplicidad que ofrece implementar este tipo de configuración, lo que unido a que se prevé un aumento en la densidad energética de dichas baterías, puede permitir que se consideren como una alternativa para vuelos de corta duración.

En cuanto al tamaño del motor eléctrico, este vendrá determinado por el empuje necesario, y como ocurre con los turbofán híbridos se tendrá que dimensionar la capacidad de las baterías para distintas distancias de vuelo. Como es de esperar, la densidad energética de las baterías también afectará al grado de viabilidad del propulsor eléctrico por lo que se estudiará la distancia máxima que se podría recorrer una aeronave con dicho propulsor, y cuál sería la densidad energética suficiente para recorrer un vuelo típico de corto alcance.

3.4 Modelo de aeronave

Para simular el comportamiento en vuelo de los modelos propulsivos hace falta integrarlos en un modelo de aeronave. Este tiene como objetivo dar como resultado el empuje necesario en cada momento mediante una serie de ecuaciones para conseguir valores de consumos durante todo el vuelo.

Primero hace falta plantear un equilibrio de fuerzas sobre la aeronave. Las fuerzas que actúan sobre esta son: el peso, la fuerza de arrastre debido al rozamiento con el aire, la fuerza de sustentación, y por último el empuje aplicado por los motores. Tras despejar el empuje nos encontramos con la Ecuación 3.1.

$$T = m \left(a + \frac{g \cos(\gamma)}{\frac{L}{D}} + (g \sin(\gamma)) \right) \quad (3.1)$$

Siendo T el empuje, m la masa de la aeronave, a la aceleración instantánea, $\frac{L}{D}$ la ratio de planeo, y γ el ángulo de vuelo.

Como se puede ver en la ecuación 3.1, se necesitan conocer el valor de distintas variables para poder resolver la Ecuación 3.1. Por ello en la trayectoria proporcionada a la aeronave por el software PianoX tiene que haber suficiente información para calcular estas variables.

La masa inicial de la aeronave es introducida en el programa en MATLAB, en cada una de las iteraciones se actualiza este valor tras restar el combustible usado.

La ratio de planeo es proporcionada por el software PianoX. Este valor cambia durante el vuelo, y se ve especialmente afectado por la posición de los flaps de aterrizaje o despegue, lo que hace que durante estas etapas este valor baje considerablemente.

La aceleración se calcula dentro del programa de MATLAB con datos de la trayectoria. Esta es igual a la variación de velocidad entre dos instantes, entre el tiempo transcurrido entre ellos.

El ángulo de vuelo se calcula en MATLAB como el arcoseno de la velocidad vertical entre la velocidad total.

Tras obtener todos los valores de todas las variables, se resuelve el empuje, y este valor es proporcionado al modelo propulsivo, el cual ajusta los parámetros del motor para obtenerlo.

Se hablará más de la integración entre modelos, y su implementación en software en el siguiente apartado.

4 Desarrollo de software

Para la realización de los cálculos en el trabajo, es necesario el desarrollo de una herramienta informática específica. Esta tiene que incluir todos los modelos mencionados anteriormente, e integrarlos para ser capaz de realizar la simulación de un vuelo completo, a partir de una trayectoria dada.

El lenguaje de programación usado es MATLAB, ya que está enfocado a cálculos matemáticos, y además, facilita la realización de gráficas con los datos extraídos de la simulación. Una de sus características es que tiene una sintaxis sencilla, lo cual también ayuda en la tarea de programación.

En este apartado se va a comentar la estructura interna del programa y su funcionamiento, aunque se hablará en más detalle del software en el Anexo B.

4.1 Estructura interna

Como se ha comentado antes, el programa incluye a los distintos modelos, los de tipo propulsivo, y el de aeronave. Esto es algo a tener en cuenta, ya que los distintos modelos deben comunicarse entre sí para compartir información, como: la velocidad de la aeronave, o el empuje necesario.

Es por ello por lo que se ha decidido desarrollar los modelos por separado. Esta técnica es común en desarrollo de software, y presenta ventajas en cuanto a modularidad, diagnóstico, y mayor legibilidad del código.

Los **modelos propulsivos** requieren dos tipos de análisis para su funcionamiento como se ha comentado en el apartado anterior. Un análisis paramétrico que determine el estado del motor en las condiciones de diseño, y otro fuera de diseño que calcule el estado en las condiciones propuestas. El primero de ellos solo es necesario llevarlo a cabo al inicio de la simulación, ya que sirve de referencia, y el segundo es necesario que se realice en cada iteración de la simulación.

El análisis de fuera de diseño tiene como variables de salida el empuje, y el consumo de combustible, y como variables de entrada las condiciones atmosféricas y sus parámetros de potencia, es decir, temperatura de entrada a la turbina, y potencia eléctrica. El problema es que se necesita que el empuje sea una variable de entrada, de manera que cuando se le ordene al motor desarrollar cierto empuje, éste sea capaz de calcular como deben configurarse los parámetros de potencia para que esto se cumpla. Por ello, se ha desarrollado un algoritmo de control en el modelo propulsivo que mediante un proceso iterativo ajusta los parámetros de potencia para que el motor desarrolle el empuje requerido. Este algoritmo aparece en la figura 4.1 como un bloque de nombre: ajuste de potencia.

empuje necesario. Después de proporcionar la información al modelo propulsivo, se toman los valores de consumo de combustible y energía, y se actualiza la masa de la aeronave.

Las trayectorias de vuelo son obtenidas a través del programa PianoX. Este programa proporciona los datos en forma de texto, de modo que son copiados a un archivo .txt. Después, se importan los datos a una tabla Excel, y por último se eliminan los campos que no son necesarios.

Es importante señalar que este tipo de simulaciones de vuelo no son posibles sin una trayectoria completa, por lo que la flexibilidad que PianoX aporta a la hora de elegir la distancia de vuelo, y la cantidad de datos que genera es de gran valor.

4.2 Funcionamiento

El programa que se ha desarrollado está escrito en forma de script (o guion), esto significa que hace falta iniciar el software MATLAB para poder hacer uso de él. Es por ello, que el programa puede presentar dificultades de uso a aquellas personas que no estén familiarizados con MATLAB. Sin embargo, el desarrollo del software ha tenido como objetivo principal crear una herramienta ajustada a las necesidades de cálculo de este trabajo, no la creación de una aplicación para el uso del público.

Al iniciar el programa aparece una pantalla desplegable pidiendo el archivo Excel con la trayectoria. Es importante saber que a pesar de que se puede introducir cualquier trayectoria deseada, el archivo debe tener los siguientes campos: Tiempo, Altura, Número de Mach, y Ratio de planeo. Además, habrá que rellenar el primer valor del campo masa, con la masa inicial de la aeronave.

A continuación, se pregunta en otro desplegable el tipo de propulsor a simular, tras elegir uno de ellos, se procederá a elegir el archivo con las características de dicho propulsor. Tras unos minutos, el programa habrá acabado los cálculos, y se pueden revisar los datos.

5 Análisis comparativo de propulsores

En este apartado se procederá al análisis de los tres tipos de propulsores descritos en el capítulo 3: el turbofán convencional, el turbofán híbrido, y el propulsor eléctrico. En el caso del turbofán híbrido, se analizarán cuatro versiones de este, diferenciándose en la potencia eléctrica del motor eléctrico asociado. Las potencias seleccionadas serán de: 1500kW, 3000kW, 4500kW, y 6000kW. De esta manera, el análisis se realizará sobre 6 propulsores distintos, un turbofán convencional, cuatro turbofanes híbridos, y un propulsor eléctrico.

Para hacer este análisis será necesario saber cuál es la relación entre las variables de diseño, y los parámetros de rendimiento que se comentan en el capítulo 2.

Hay que tener en cuenta que, la energía específica de las baterías, y la ratio de planeo de la aeronave, son parámetros configurables que dependen de la tecnología existente. Por ello, cuando se estudie su influencia, es necesario escoger correctamente valores numéricos que representen avances en el campo de baterías o de la aerodinámica, para estudiar la sensibilidad de ciertos propulsores a mejoras en dichas tecnologías.

En el caso de la energía específica de las baterías, se ha tomado como valor base para todas las simulaciones el de 750Wh/kg. Este es un valor que es superior al existente actualmente, de alrededor de 300Wh/kg, pero se considera fácilmente alcanzable en un futuro cercano (Bradley & Droney, 2015).

En cuanto a la ratio de planeo, se toman los valores proporcionados por PianoX, que corresponden a una aeronave actual. Cuando se estudie el efecto de este parámetro, se modificarán estos valores para indicar mejoras en la aerodinámica de la aeronave.

Hay que tener en cuenta que la aeronave tiene un límite de peso al despegar, por lo que, si el sistema de baterías o el combustible pesa demasiado, la carga disponible puede verse reducida. Por ello, en algunos de los análisis se indicará cuando alguna alternativa propulsiva no haya podido realizar el vuelo. Esto significará que la aeronave no es capaz de llevar la carga requerida en el vuelo simulado. El hecho de que estas alternativas no sean capaces de realizar el vuelo satisfactoriamente hace que no se puedan comparar los resultados de sus vuelos con el resto que sí cumplen los requisitos.

Durante este apartado se va a referir en ocasiones a los propulsores por su abreviatura. De este modo, TH 1500kW referenciará a un turbofán híbrido, con un motor eléctrico cuya potencia máxima es de 1500kW.

5.1 Consumos específicos

Los consumos específicos son parámetros de rendimiento de los motores. Por lo tanto, a la hora de analizar el comportamiento de los parámetros de rendimiento, solo se verán afectados por aquellas variables de configuración que afecten a los modelos propulsivos. En este caso, la única variable que afecta a los consumos específicos es la del grado de electrificación.

5.1.1 Efecto del grado de electrificación

En las figuras 5.1 y 5.2, se puede ver como disminuye el consumo específico de combustible conforme aumenta la potencia eléctrica en condiciones de despegue y de crucero, respectivamente.

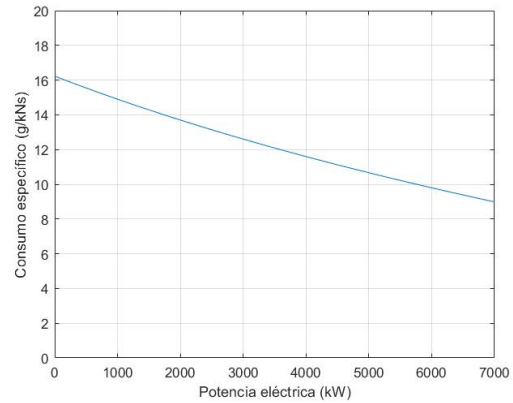
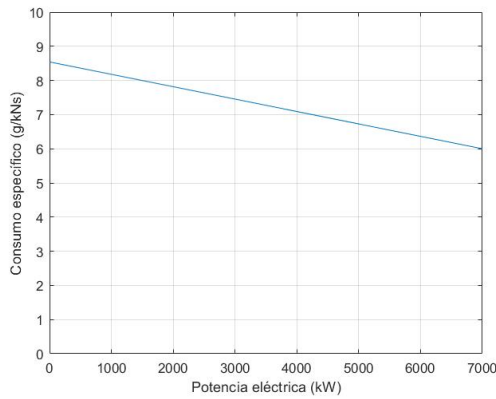


Figura 5.1: Consumo específico de combustible en despegue Figura 5.2: Consumo específico de combustible en crucero

Además, se puede apreciar como el descenso en el consumo es más acusado en condiciones de crucero. Esto es debido a que el empuje durante esta etapa es mucho menor que en despegue, por lo que la potencia mecánica necesaria para mover el fan también disminuye. Por ello, si la potencia eléctrica es constante en ambas etapas, el propulsor tendrá mayor grado de electrificación en condiciones de crucero, haciendo que el consumo de combustible baje de manera más notable.

Después de ver los consumos específicos de combustible, se comparan los consumos específicos de energía en las figuras 5.3 y 5.4. Este tipo de comparativa puede ser útil para ver cómo varía la eficiencia total del ciclo, puesto que se incluyen ambas fuentes de energía usadas: la química que aporta el combustible, y la eléctrica.

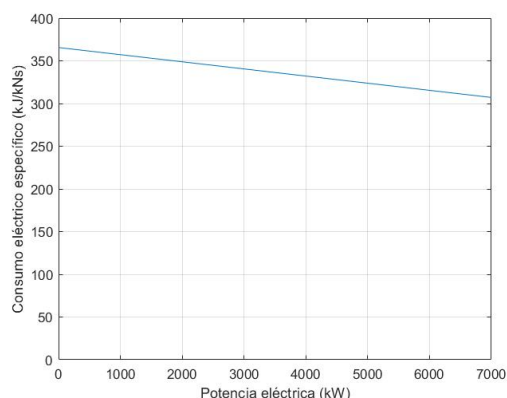


Figura 5.3: Consumo específico de energía en despegue

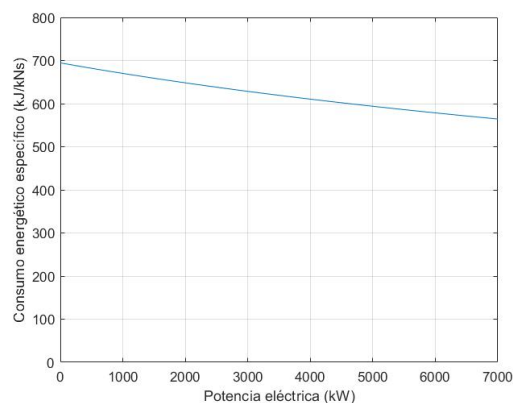


Figura 5.4: Consumo específico de energía en crucero

Es interesante apreciar que conforme se introduce más energía eléctrica, el consumo energético total baja, ya que aumenta la eficiencia total del motor. Ésto es debido a que conforme se aumenta la potencia extraída por el motor eléctrico, baja la potencia sacada de la turbina de gas. Como la eficiencia energética del sistema eléctrico, normalmente de más del 90%, es mayor que la eficiencia térmica de una turbina de gas, la cual tiene valores de alrededor del 30%, cuanto mayor sea el peso del sistema eléctrico, mayor será la eficiencia total.

Las figuras 5.3 y 5.4 comparan los consumos específicos de los motores turbofan convencionales (cuando la potencia eléctrica es igual a cero), e híbridos. Sin embargo, también se quiere comparar el consumo específico de energía del propulsor eléctrico, por ello, en las figuras 5.5 y 5.6, se comparan todos los tipos de propulsores, un turbofán convencional, cuatro variantes del turbofán híbrido con distintas potencias eléctricas, y un propulsor eléctrico.

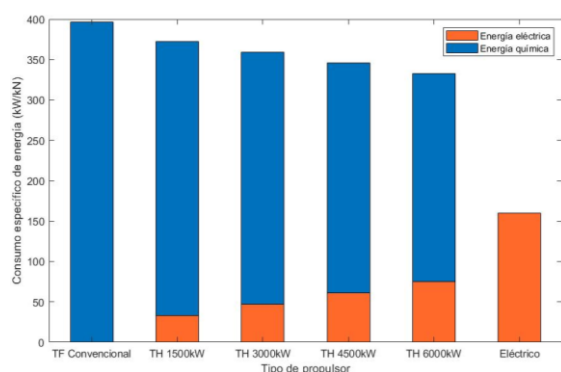


Figura 5.5: Consumo específico de energía en despegue

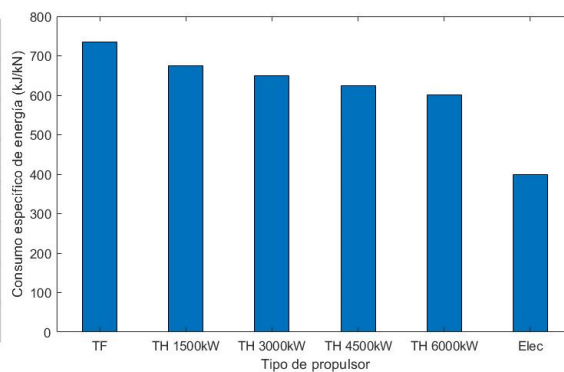


Figura 5.6: Consumo específico de energía en crucero

Cuanto mayor es el nivel de electrificación, menor es el consumo de energía. Sin embargo, la reducción en el consumo específico de energía al aumentar el grado de electrificación es menos notable que en el consumo específico de combustible. Esto se debe a que en el cálculo del consumo específico de energía se tienen en cuenta las fuentes de energía química y eléctrica, por lo que a pesar de que disminuya la aportación de energía química, al aumentar la potencia eléctrica aumenta la aportación de energía eléctrica. Es notable que el consumo específico de energía del

propulsor eléctrico es aproximadamente la mitad que el de un turbofán convencional, esto es beneficioso ya que un menor consumo específico de energía significa que el propulsor utiliza menos energía para desarrollar el mismo empuje.

5.2 Consumo total

El consumo total, tanto de combustible como de energía, es uno de los parámetros más importantes, puesto que uno de los objetivos de este trabajo es buscar maneras de reducirlo. Por ese motivo, se van a realizar diversas comparativas con distintas variables, para ver cuál es el efecto de cada una de ellas sobre el consumo.

Para ello, se ha simulado un vuelo de 3000km con 164 pasajeros, o lo que es lo mismo, 15580kg, que es la capacidad estándar de un Airbus A320. Además, se ha ajustado la masa inicial mediante un proceso iterativo, para que al final del vuelo no quede combustible excedente.

5.2.1 Efecto del grado de electrificación

Como se puede ver en la figura 5.7, el consumo de combustible se mantiene relativamente constante para las variantes del turbofán convencional, y los híbridos de 1500kW y 3000kW. Esto puede ser debido a que el aumento de peso de las variantes híbridas contrarresta el menor consumo específico de sus motores. Es decir, la aeronave se vuelve más pesada conforme aumenta el grado de electrificación, y en consecuencia los motores necesitan desarrollar más empuje, anulando cualquier ahorro de combustible.

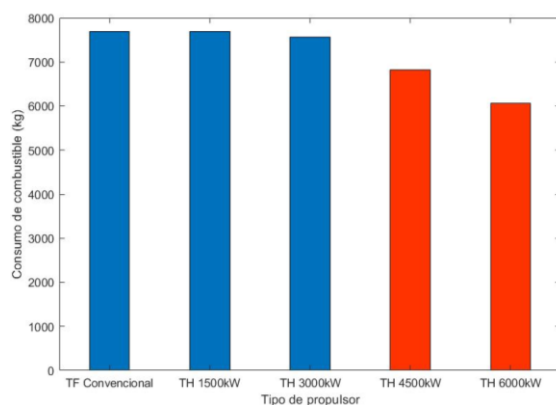


Figura 5.7: Consumo total de combustible

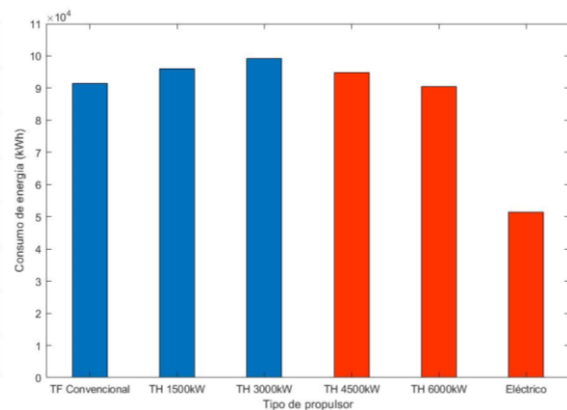


Figura 5.8: Consumo total de energía

En las aeronaves que pueden realizar el vuelo, las azules, se observa como el consumo de energía es mayor conforme aumenta la electrificación como se puede ver en la figura 5.8. La razón es que

a pesar de que el consumo de combustible es constante, el de electricidad aumenta en las variantes más electrificadas haciendo que el consumo de energía aumente.

Para ver que ocurre con las variantes que no consiguen realizar el vuelo, las marcadas en rojo, observamos como en la figura 5.9 en los casos con los turbofán híbridos de 4500kW y 6000kW, la aeronave alcanza su peso máximo, y en consecuencia llevan una carga de menor peso. En la variante totalmente eléctrica, el peso de las baterías es tan grande que no permite llevar carga alguna, y necesita que se reduzca la masa de la aeronave vacía para realizar el vuelo, lo cual la hace inviable.

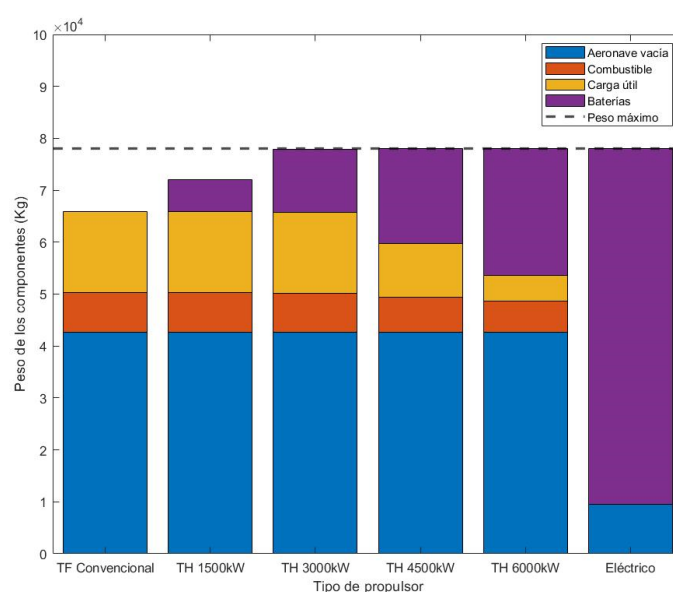


Figura 5.9: Peso de cada componente para las distintas variantes

En la figura 5.9 se puede apreciar que no todos los propulsores consiguen realizar el vuelo con la carga completa, por lo que se no se pueden comparar los consumos de las alternativas TH 4500kW, TH 6000kW, y el propulsor eléctrico con el resto, ya que la carga útil no llega a la requerida. Esto significa que en aquellas alternativas que han visto reducida su capacidad, el avión no puede ir cargado de pasajeros para un vuelo de esas características por lo que no tendría sentido realizar el vuelo comercialmente.

5.2.2 Efecto de la energía específica de las baterías

En este apartado se han calculado los consumos totales tomando tres energías específicas distintas para las baterías. Estas son de: 750Wh/kg, 1000Wh/kg, y 1250Wh/kg. Con esto se ha querido representar los avances en la tecnología de almacenamiento. Aquellas variantes que no son capaces de completar el vuelo han sido marcadas con una barra negra.

Como se puede apreciar en la figura 5.10, el aumento en la energía específica de las baterías hace que el avión gaste menos combustible en los propulsores que hacen uso de ellas. Esto se debe a

que el peso de las baterías disminuye cuando aumenta la energía específica de las mismas y, por lo tanto, la aeronave se aligera, necesitando menos empuje para volar. También es significativo que el consumo de combustible, que se mantenía constante con respecto al grado de electrificación, ahora no lo es. Es decir, se consigue que al aumentar el grado de electrificación disminuya el consumo de combustible cuando la energía específica de las baterías es mayor a la de referencia.

Además, se puede ver como uno de los propulsores que no era capaz de realizar el vuelo, el TH 4500kW, puede cuando se aumenta la energía específica de las baterías. En este caso, la reducción en el peso de las baterías permite que se aumente la carga útil por encima del valor requerido.

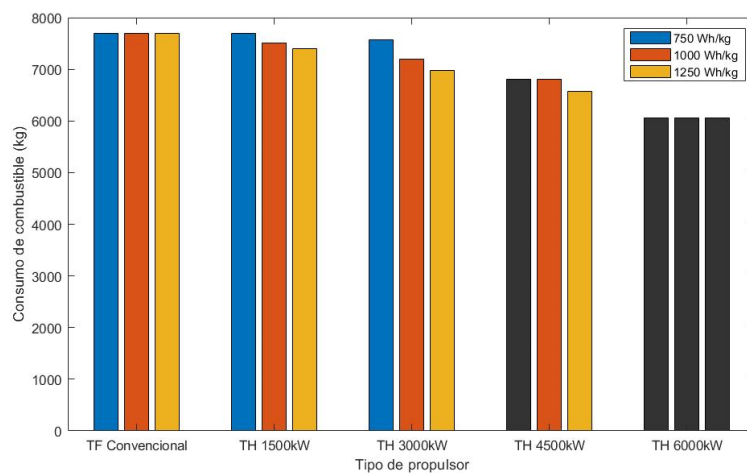


Figura 5.10: Consumo de combustible para distintas energías específicas

En la figura 5.11 se puede ver que el consumo de energía también baja conforme la energía específica aumenta, a pesar de ello las variantes con mayor grado de electrificación siguen consumiendo más energía que el turbofán convencional debido a que las variantes electrificadas son más pesadas, requieren de un mayor empuje, y por lo tanto de un mayor consumo de energía.

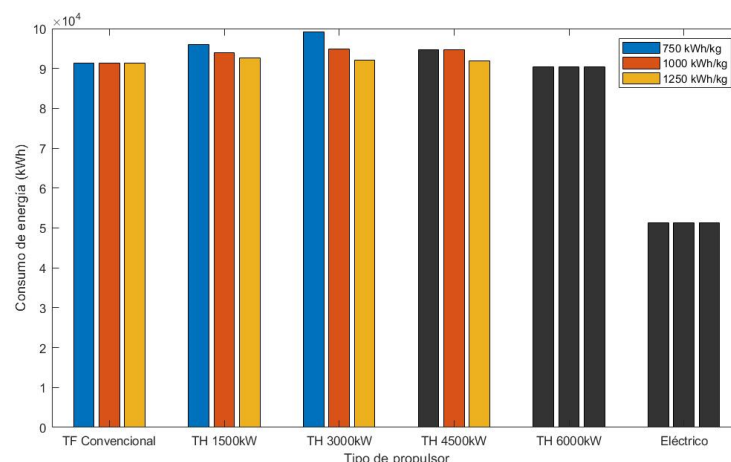


Figura 5.11: Consumo de energía para distintas energías específicas

5.2.3 Efecto de la ratio de planeo

Para calcular el efecto de la ratio de planeo sobre el consumo total, se han modificado los valores del vuelo estándar por un factor corrector: $\times 1,25$ o $\times 1,5$.

Como se puede ver en la figura 5.12, los valores de consumo de combustible bajan de manera considerable en todas las alternativas. Sin embargo, el consumo eléctrico es igual para todos los vuelos debido a la gestión energética usada para las simulaciones, lo que hace que el peso de las baterías no cambie con respecto a la ratio de planeo. Como el peso de las baterías es el mayor factor limitante en la distancia de vuelo, las alternativas que no consiguen realizar el vuelo originalmente, tampoco lo logran con mejor ratio de planeo.

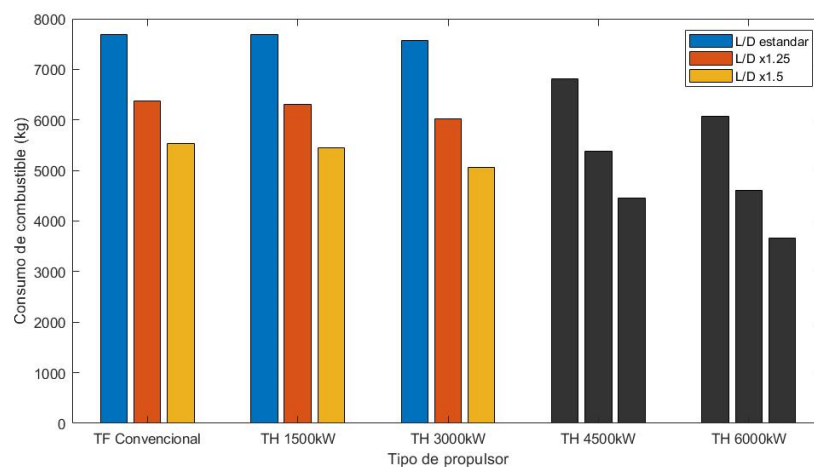


Figura 5.12: Consumo de combustible para distintas ratios de planeo

En cuanto al consumo de energía, en la figura 5.13 se ve como disminuye siguiendo la misma tendencia que el consumo de combustible. Al ser el consumo eléctrico constante para las distintas ratios de planeo, la bajada en el consumo de energía solo se debe a un menor consumo de combustible.

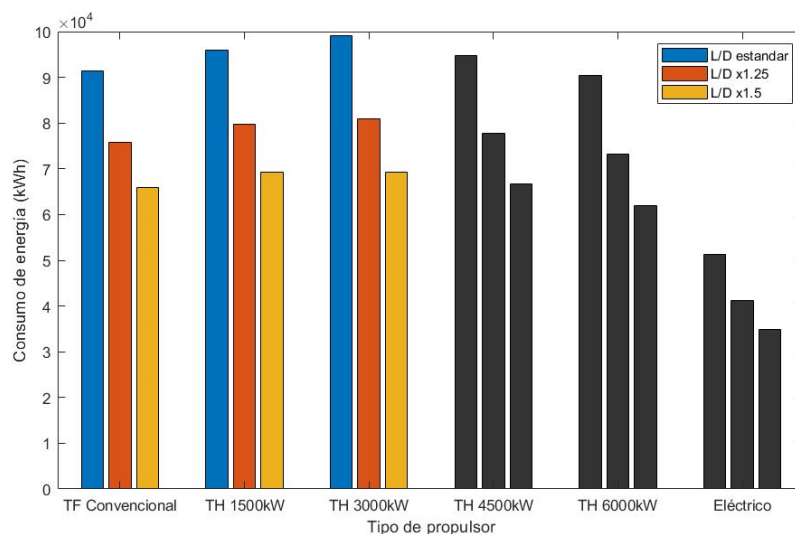


Figura 5.13: Consumo de energía para distintas ratios de planeo

5.3 Capacidad de carga

El cálculo de esta relación se realiza haciendo la simulación para un vuelo de 3000km, y se toma como peso en despegue el máximo posible, en este caso 78 toneladas. El peso en vacío del Airbus A320 es de 42,6 toneladas, aunque en el caso de los modelos híbridos y eléctricos habrá que sumar el peso de las baterías.

Tras el vuelo, se calcula la diferencia del peso resultante con el peso en vacío del avión, que será igual a la carga que puede transportar.

5.3.1 Efecto del grado de electrificación

El grado de electrificación afecta de manera notable la capacidad de carga. En la figura 5.14 se muestra como cuanto mayor es la electrificación, menor es la carga disponible. El culpable de esto es el peso de las baterías, que forma gran parte del peso de la aeronave.

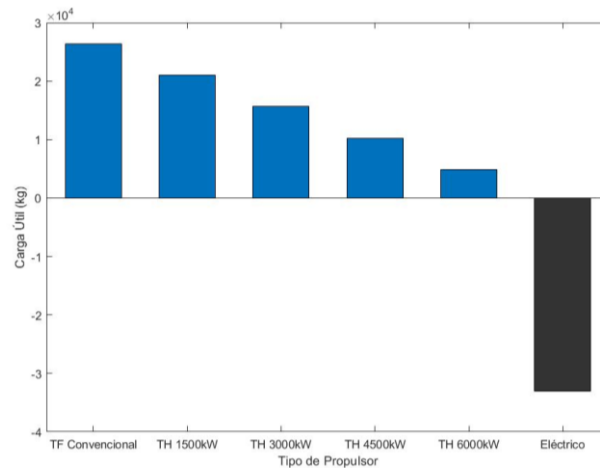


Figura 5.14: Carga útil para distintos propulsores

Es interesante observar como todos los modelos de propulsor son capaces de realizar el vuelo, aunque sea con una carga muy reducida, salvo el propulsor eléctrico. Este está marcado con una barra negra, y tiene un valor de carga negativo, esto es debido a que el peso de las baterías requeridas es tan alto que supera el peso que es capaz de llevar la aeronave.

En el caso de los propulsores híbridos, son capaces de completar el vuelo llevando carga, pero en los casos más electrificados, el valor de esta es tan bajo, que no permitiría un uso normal de la aeronave ya que no se podría llenar el avión de pasajeros.

5.3.2 Efecto de la energía específica de las baterías

La energía específica de las baterías afecta el peso de estas, por lo que un aumento en este valor resultará en una aeronave más ligera, y que por lo tanto puede llevar más carga. Los valores de energía específica estudiados son de 750Wh/kg, 1000Wh/kg, y 1250Wh/kg.

En la figura 5.15 se puede ver como el efecto de la energía específica sobre la carga es muy importante, especialmente en aquellos modelos más electrificados. En esta figura que ha añadido además una línea horizontal que representa el peso de la carga estándar, es decir, de pasajeros. En algunas variantes, el efecto de una mayor energía específica hace aumentar el valor de la carga útil sobre el valor del peso de los pasajeros.

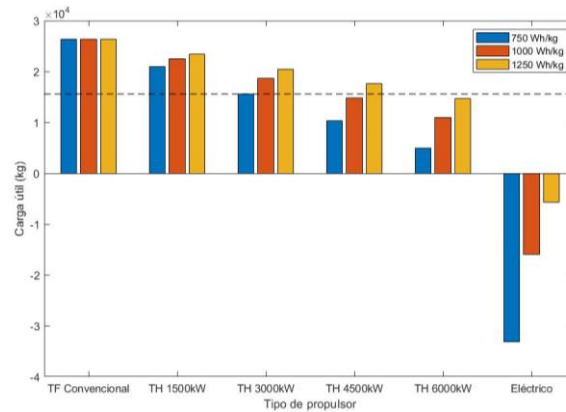


Figura 5.15: Carga útil para distintas energías específicas

En el caso del turbofán convencional es notable que no sufre un aumento en su carga útil, debido a que no dispone de baterías. En cuanto al propulsor eléctrico, a pesar de que mejoran sus niveles de carga, sigue sin ser suficiente para completar el vuelo.

5.3.3 Efecto de la ratio de planeo

Cuando se modifica la ratio de planeo, los valores de carga aumentan para todos los propulsores, como se puede ver en la figura 5.16.

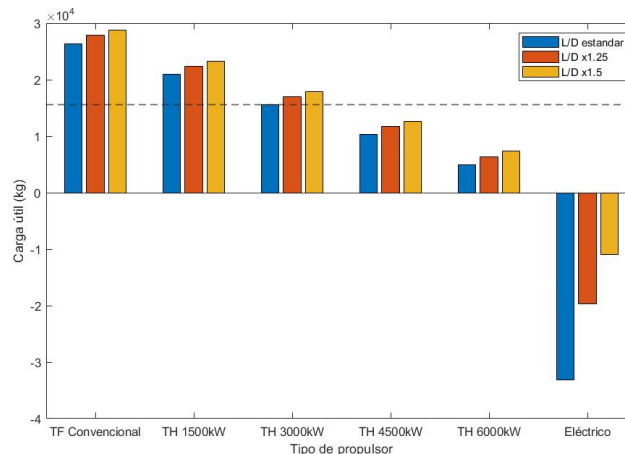


Figura 5.16: Carga útil para distintos ratios de planeo

Sin embargo, no tienen un efecto tan notable como la variación energía específica, de hecho, aquellas alternativas propulsivas que no alcanzaban la carga requerida siguen sin alcanzar dicho valor, que está marcado por una línea horizontal. Es interesante ver que el cambio de la ratio de planeo sí que consigue que aumente la carga útil para el turbofán convencional ya que al aumentar la ratio de planeo disminuye el empuje necesario para mantener el vuelo, y por lo tanto el consumo de combustible. Al disminuir el peso del combustible, la carga útil puede aumentar.

5.4 Rango máximo

La figura exacta del rango máximo es difícil de calcular, puesto que no se dispone de ninguna fórmula que devuelva este valor de forma explícita. Por ello, se ha optado por aproximar el rango mediante interpolación lineal.

Sabiendo que el avión tiene que ser capaz de llevar una carga de 15580 kg, o lo que es lo mismo, 164 pasajeros de 95kg cada uno, se calcula la carga para vuelos de distinta longitud, y se interpola el valor de la carga a 15580kg, obteniendo así la distancia aproximada.

Al ser una interpolación lineal solo se usan dos valores de aproximación, aunque para mayor precisión se usarán trayectorias que devuelvan cargas útiles cercanas a los 15580kg requeridos, es decir, que se simularán vuelos que tengan una distancia de vuelo similar al rango máximo a calcular. Las trayectorias de vuelo usadas para interpolar tienen desde 500km hasta 7500km, en incrementos de 500km.

5.4.1 Efecto del grado de electrificación

En la figura 5.17 se representa la relación entre el tipo de propulsor y la distancia máxima de vuelo. Se observa que a mayor nivel de electrificación menor es el rango de vuelo. Esta relación parece seguir una curva exponencial, por lo que el efecto sobre el rango de vuelo es más acusado entre los turbofanes convencionales y los híbridos de 1500kW. A pesar de ello, dos de los propulsores híbridos, TH 1500kW y TH 3000kW, son capaces de hacer vuelos de 3000km. El resto de los propulsores híbridos ven su distancia de vuelo reducida a alrededor de 2000/2500km. El resto de los propulsores híbridos ven su distancia de vuelo reducida a alrededor de 2000/2500km.

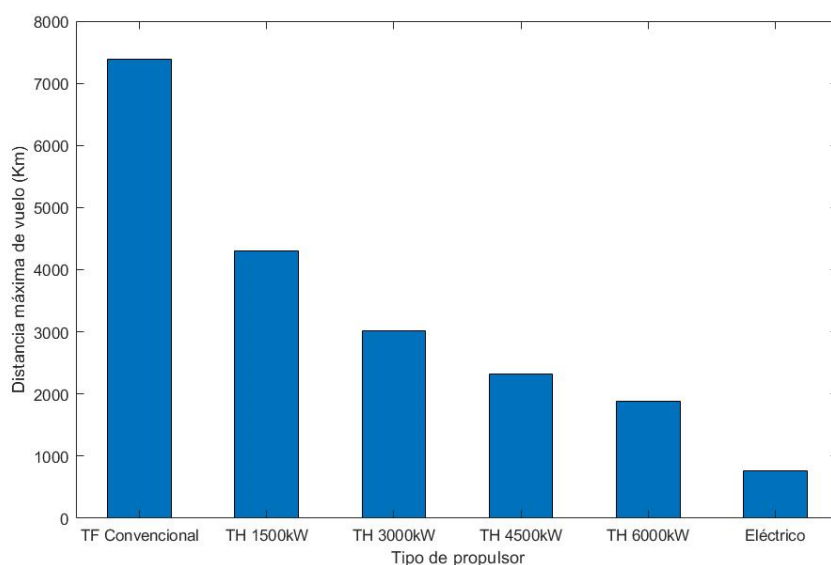


Figura 5.17: Rango máximo para los distintos propulsores

En cuanto al propulsor eléctrico, el rango máximo de este es notablemente bajo, de unos 750km lo cual no le permitiría ser una alternativa viable para el tipo de vuelos propuestos.

5.4.2 Efecto de la energía específica de las baterías

En este apartado se estudia la relación de la energía específica de las baterías con el rango máximo. Como se puede ver en la figura 5.18, al aumentar la energía específica también aumenta el rango máximo. Sin embargo, este aumento no es uniforme, cuanto mayor es el grado de electrificación mayor es el aumento del rango como se puede ver en la tabla 5.1. En el caso del TH 4500kW, el aumento de la energía específica de las baterías a 1250Wh/kg permite que se superen los 3000km de distancia de vuelo.

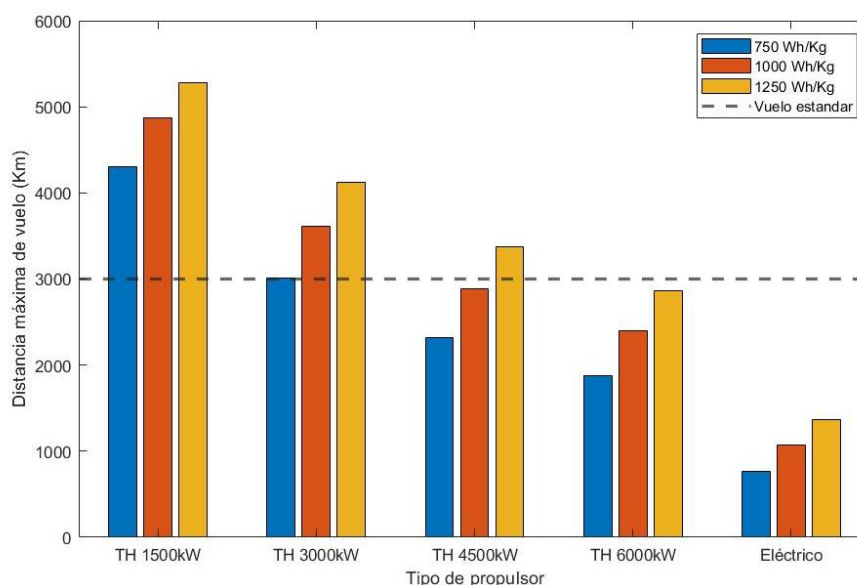


Figura 5.18: Rango máximo para distintas energías específicas

Aumento respecto a referencia	TH 1500kW	TH 3000kW	TH 4500kW	TH 6000kW	P Eléctrico
1000Wh/kg	13,13%	20,01%	24,57%	27,71%	40,15%
1250Wh/kg	25,09%	36,77%	45,74%	52,45%	78,74%

Tabla 5.1: Aumento del rango máximo con respecto a energía específica de referencia

El propulsor eléctrico aumenta de manera significativa, casi un 80%, su rango máximo como se ve en la tabla 5.1, pero sigue sin ser suficiente para llegar a los 3000km. Por último, no se ha querido introducir el turbofán convencional en la comparativa ya que no se ve afectado por la energía específica de las baterías.

5.4.3 Efecto de la ratio de planeo

En la figura 5.19 se puede ver como el aumento de la ratio de planeo hace que aumente el rango máximo, sin embargo, este aumento no es tan importante como el aumento de la energía específica. Este resultado está en línea con lo visto en la figura 5.16 del apartado 5.3.3. Es decir, la energía específica de las baterías afecta a la capacidad de carga, y al rango máximo en mayor medida que la ratio de planeo.

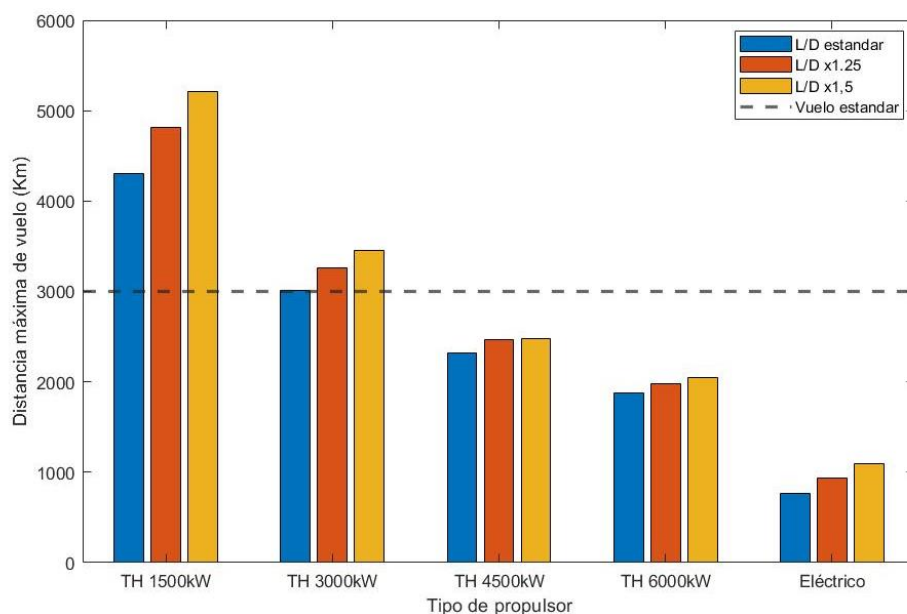


Figura 5.19: Rango máximo para distintas ratios de planeo

Aumento respecto a referencia	TH 1500kW	TH 3000kW	TH 4500kW	TH 6000kW	P Eléctrico
L/D x1.25	11,90%	8,23%	6,56%	5,38%	22,3%
L/D x1.5	21,08%	14,50%	7%	9,22%	44,09%

Tabla 5.2: Aumento del rango máximo con respecto a la ratio de planeo de referencia

De hecho, observando la tabla 5.2, se ve como el aumento del rango máximo al variar la ratio de planeo sigue la tendencia contraria que en el apartado anterior. Mientras que aquella era más acusada en los propulsores más electrificados, la tendencia con esta relación es que el aumento sea menor para los propulsores más electrificados. La excepción es el propulsor totalmente eléctrico, que consigue aumentos de rango máximo importantes.

6 Conclusiones

Tras revisar los resultados del análisis, queda claro que no todos los propulsores son capaces de cumplir los requisitos de rango máximo y carga útil con los parámetros de base. Los propulsores que no cumplen los requisitos son los turbofán híbridos de 4500kW y 6000kW, y el propulsor eléctrico.

La reducción en el consumo de combustible solo se da cuando se aumenta la energía específica o la ratio de planeo sobre los valores base. De todos modos, esta reducción de combustible no compensa el aumento del gasto en energía eléctrica, lo que hace que aumente el consumo total de energía en la mayoría de los casos. Dependiendo de si la fuente de energía eléctrica proviene de fuentes renovables en la red de distribución, puede conseguirse que las emisiones totales bajen.

En cuanto al turbofán híbrido, gracias a incorporar dos fuentes de energía, este tipo de motor goza de gran flexibilidad para funcionar de modo más o menos eléctrico a la hora de generar empuje. En este trabajo se han usado unos valores constantes de potencia eléctrica durante las distintas etapas del vuelo, pero puede ser interesante estudiar si algún tipo de gestión energética puede ayudar a reducir el consumo de combustible.

El propulsor eléctrico queda rápidamente descartado, estando altamente condicionado por la energía específica de las baterías, que es en cualquiera de los casos insuficiente para que siguiera pueda completar el vuelo sin carga. Para la implementación de un propulsor eléctrico se tendría que modificar el requisito de rango máximo, pudiendo cubrir así los vuelos de muy corta distancia, o regionales. Otra opción sería buscar otra fuente de energía con mayor energía específica como pueden ser las pilas de hidrógeno, algo que está fuera del alcance de este trabajo.

Todos los resultados anteriores quedan condicionados a que se consiga alcanzar en un futuro cercano el nivel de energía específica tomado como valor base, 750Wh/Kg. Las ratios de planeo utilizadas como base sin embargo es la correspondiente a una aeronave actual por lo que se puede esperar que los valores en un futuro sean mayores.

Bibliografía

- Airbus. (2019). *Airbus Global Market Forecast 2019-2038*.
- Airbus. (2020, 06 19). *E-Fan X-Electric flight-Airbus*. Retrieved from <https://www.airbus.com/innovation/future-technology/electric-flight/e-fan-x.html>
- Ang, A. W., Gangoli Rao, A., Kanakis, T., & Lammen, W. (2017). Performance analysis of an electrically assisted propulsion system for a short-range civil aircraft. *Institution of Mechanical Engineers*, 13.
- Bradley, M. K., & Droney, C. K. (2015). *Subsonic Ultra Green Aircraft Research – Volume II*. Huntington Beach, California: NASA Langley Research Center. Retrieved from <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20150017039.pdf>
- D.Mattingly, J. (1996). *Elements of Gas Turbine Propulsion*. McGraw-Hill.
- IEA. (2019, Mayo). *Aviation Tracking Transport*. Retrieved from <https://www.iea.org/reports/tracking-transport-2019/aviation#abstract>
- IEA. (2019). *Global EV Outlook 2019*. Retrieved from <https://www.iea.org/reports/global-ev-outlook-2019>
- IEA. (2020, Febrero). *Global CO2 emissions in 2019*. Retrieved from IEA - International Energy Agency: <https://www.iea.org/articles/global-co2-emissions-in-2019>
- Lissys. (2020, 06 19). *Piano-X*. Retrieved from <https://lissys.uk/PianoX.html>
- O’Leary, J. F. (2018). *Taxing aviation fuels in the EU*. Delft: CE Delft.
- Red Electrica de España. (2019). *Las energías renovables en el sistema eléctrico español 2018*.
- Rosen, E. (2017, 6 20). *Case study: As Billions More Fly, Here’s How Aviation Could Evolve*. Retrieved from National Geographic: <https://www.nationalgeographic.com/environment/urban-expeditions/transportation/air-travel-fuel-emissions-environment/>
- The MathWorks, Inc. (2020, 06). *MATALAB - El lenguaje del cálculo técnico - MATLAB & Simulink*. Retrieved from <https://es.mathworks.com/products/matlab.html>
- United Nations. (2015). *The Paris Agreement - UNFCCC*. Retrieved from <https://unfccc.int/process-and-meetings/the-paris-agreement/the-paris-agreement>
- Wittenberg, H. (1976). *Prediction of off-design performance of turbojet and turbofan engines based on gasdynamic relationships*. Delft University of Technology.

ANEXO A

DESARROLLO DE ECUACIONES

A.1 Análisis paramétrico

Este anexo va a tratar de las ecuaciones necesarias para crear el modelo paramétrico de los distintos propulsores, es decir, el correspondiente a condiciones de diseño. Este tipo de análisis servirá como referencia para el cálculo del rendimiento fuera de diseño más adelante, y para poder ajustar los distintos parámetros de diseño. Esto es especialmente importante en aquellos modelos que tengan como referencia un motor real, ya que hay que ajustar el modelo termodinámico al comportamiento de la turbina existente.

Como se ha comentado en el Apartado 3.2, existen tres tipos de motores distintos, y por lo tanto tendrán distintas ecuaciones que modelen su comportamiento. Los turbofán convencionales y los híbridos tienen gran cantidad de ecuaciones comunes debido a su naturaleza similar. Por su parte, los propulsores eléctricos usarán un número reducido de ecuaciones ya que tienen menos elementos de estudio.

El turbofán convencional elegido para el análisis paramétrico es de doble eje: con el fan unido a la turbina de baja presión, y el compresor de alta presión unido a la turbina de alta presión. Las toberas de salida del núcleo del motor y el fan están separadas.

En el análisis paramétrico se ha elegido considerar los calores específicos constantes, pero con valores distintos antes y después de la combustión. Esta técnica es comúnmente utilizada para reducir la complejidad de las ecuaciones resultantes (D.Mattingly, 1996), y aunque puede conllevar cierto error, se considera que no afecta a la validez de la comparación entre distintos modelos propulsivos.

Se ha elegido analizar ciclos con irreversibilidades, es decir, con eficiencias menores a uno, y pérdidas de presión en algunos conductos. Las eficiencias en las turbomáquinas se calculan mediante eficiencias politrópicas constantes ya que estas se ajustan más que las eficiencias isoentrópicas al funcionamiento real de las turbomáquinas.

Varias ecuaciones han sido tomadas del libro *Elements of Turbine Propulsion* (D.Mattingly, 1996), aunque algunas han sido modificadas para mayor claridad.

A.1.1 Ecuaciones generales

Primero se definen algunos términos que serán usados en los distintos modelos. Estas son las ecuaciones que definen las propiedades del fluido de trabajo, en este caso, un gas perfecto.

La presión queda determinada por:

$$P = \rho RT \quad (A. 1)$$

Siendo ρ la densidad, R la constante de los gases perfectos, y T la temperatura en Kelvin.

La constante de los gases perfectos es:

$$R = \frac{\gamma - 1}{\gamma} c_p \quad (A. 2)$$

Siendo $\gamma = \frac{c_p}{c_v}$, c_p la capacidad calorífica a presión constante, y c_v a volumen constante

La velocidad del sonido queda definida como:

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (A. 3)$$

De esta manera podemos calcular el número de Mach ya que: $M = \frac{V}{a}$

$$M^2 = \frac{V^2}{\gamma RT} \quad (A. 4)$$

La temperatura de remanso depende del número Mach del fluido, es decir está relacionada con la velocidad. Cuando el fluido pierde su energía cinética, parte de esta pasa a ser energía térmica.

$$T_t = T \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad (A. 5)$$

Del mismo modo, la presión de remanso es:

$$P_t = P \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (A. 6)$$

Si queremos relacionar las dos obtenemos esta fórmula:

$$P_t = P \left(\frac{T_t}{T} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (A. 7)$$

A.1.2 Turbofán convencional

A.1.2.1 Admisión

Conocemos las condiciones del flujo de admisión, es decir: M_0 , P_0 , T_0 . Así que se calculan las estaciones siguientes a partir de estas. Para esto es necesario saber la temperatura de remanso o temperatura total.

$$T_{t0} = T_0 \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \right) \quad (. 8)$$

La presión de remanso quedará definida como:

$$P_{t0} = P_0 \left(\frac{T_{t0}}{T_0} \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (A. 9)$$

Ahora se procede a calcular la pérdida de presión debido a la eficiencia del difusor de admisión. La siguiente ecuación solo es válida para números de Mach menores a 1 ya que al superar la barrera del sonido se crean fenómenos que aumentan la pérdida de presión. Como debido al enfoque del estudio solo se va a trabajar con flujos subsónicos, esta fórmula es adecuada.

$$P_2 = P_{t0} \eta_r \quad (A. 10)$$

La temperatura en la estación 2 se considera igual a la de remanso del flujo libre, es decir:

$$T_2 = T_{t0} \quad (A. 11)$$

A.1.2.2 Compresor

Tras pasar por el difusor, parte del fluido se dirige al compresor, donde aumenta su presión. Este aumento de presión es uno de los parámetros de configuración del ciclo, y modifica las características del motor. El parámetro es llamado relación de compresión. $\pi_c = \frac{P_3}{P_2}$

De este modo la presión en la estación 3, después del compresor, será:

$$P_3 = P_2 \pi_c \quad (A. 12)$$

Para calcular la temperatura en la estación 3 hace falta tener en cuenta la eficiencia del compresor. Cuando la eficiencia es menor a la unidad, el trabajo necesario para comprimir el fluido es mayor, y por lo tanto la temperatura tras la compresión es mayor. Por ello la temperatura dependerá también de la eficiencia del compresor. En este caso se utiliza la eficiencia politrópica, e_c .

$$T_3 = T_2 \left(\frac{P_3}{P_2} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c e_c}} \quad (A. 13)$$

A.1.2.3 Fan

Las ecuaciones que describen el fan son idénticas a las del compresor puesto que se gobiernan por el mismo principio, el fan por lo tanto no es más que un compresor de menor relación de compresión y con mayor caudal. Por lo tanto, la presión en la estación 13 será:

$$P_{13} = P_2 \pi_f \quad (A.14)$$

Y la temperatura:

$$T_{13} = T_2 \left(\frac{P_{13}}{P_2} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c \epsilon_f}} \quad (A.15)$$

A.1.2.4 Cámara de combustión

En una turbina uno de los parámetros más importantes es la temperatura de los gases en la salida de la cámara de combustión. Esta temperatura está determinada por restricciones en la construcción del motor, normalmente de la metalurgia disponible para la construcción de la turbina. Cuanto mayor es esta temperatura, mayor es la eficiencia del ciclo termodinámico. Existen varios factores que la modifican, entre los que cabe destacar la compresión realizada sobre el fluido (ya sea aerodinámica o por parte del compresor), y la cantidad de combustible introducida en la cámara de combustión. El flujo de combustible está definido por un parámetro llamado relación aire-combustible $f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}$, y es igual al flujo másico de combustible entre el de aire.

Para calcular la relación de aire-combustible necesaria para llegar a la temperatura máxima que admite la turbina, hace falta plantear un balance de energía.

$$\dot{m}_c c_{pc} T_3 + \dot{m}_f \eta_b h_{pr} = \dot{m}_4 c_{pt} T_{t4}$$

Se divide entre \dot{m}_c y se despeja f para dar:

$$f = \frac{c_{pc} T_{t4} - c_{pt} T_3}{\eta_b h_{pr} - T_{t4} c_{pt}} \quad (A.16)$$

A.1.2.5 Turbina

La siguiente estación corresponde a la turbina. Esta tiene la función de extraer energía del fluido para mover el fan y el compresor. Por lo tanto, para calcular el estado en la estación 5, después de la turbina, hace falta hacer un balance de energía entre estos componentes.

$$\dot{m}_c c_{pc} (T_3 - T_2) + \dot{m}_F (T_{13} - T_2) = \eta_m \dot{m}_4 c_{pt} (T_{t4} - T_5)$$

Se divide entre \dot{m}_0 y se despeja T_5 para dar:

$$T_5 = T_4 - \frac{c_{pc}((T_3 - T_2) + \alpha(T_{13} - T_2))}{c_{pt}(1 + f)\eta_m} \quad (A.17)$$

La caída de presión dependerá de la eficiencia politrópica, quedando:

$$P_5 = P_4 \left(\frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{\gamma_t}{(\gamma_t - 1)e_c}} \quad (A.18)$$

A.1.2.6 Toberas

Debido a que el motor de estudio tiene toberas separadas para el flujo del fan, y el del generador de gas, hace falta calcular el estado de los gases de escape en ambos casos.

En este punto hay que destacar la diferencia entre presión estática, y total o de remanso. La primera será designada solo con el número de la estación, y la segunda con una 't' delante de la estación. Este tipo de numeración solo se da en la admisión y en la salida de los gases del motor, ya que, en el resto de las estaciones, se usa siempre la presión total.

Comenzamos por **la tobera del generador de gas**. La presión total de los gases de salida es la de salida de la turbina entre la caída de presión debida a la eficiencia de la tobera, será entonces:

$$P_{t9} = P_5 \pi_n \quad (A.19)$$

El tipo de toberas utilizadas en este tipo de motores son las de tipo convergente, estas tienen la limitación de que solo pueden acelerar el flujo hasta la velocidad de sonido local. Por lo tanto, habrá que diferenciar 2 situaciones de uso:

Con la **tobera estrangulada**, la presión estática solo podrá disminuir hasta que se alcance la velocidad sónica, es decir la presión disminuirá lo necesario para dar al fluido tal velocidad, o lo que es lo mismo:

$$P_9 = \frac{P_{t9}}{\left(\frac{\gamma_t + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}}} \quad (A.20)$$

Cuando la **tobera no está estrangulada**, la presión estática en 9 viene determinada por las características físicas de la tobera, al ser un parámetro conocido $\frac{P_0}{P_9}$, podemos calcular:

$$P_9 = \frac{P_0}{\frac{P_0}{P_9}} \quad (A.21)$$

La temperatura en 9 será en todos los casos:

$$T_9 = T_5 \left(\frac{P_9}{P_{t9}} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} \quad (A.22)$$

Para calcular la velocidad de salida de los gases, hace falta saber el número Mach de estos:

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_t - 1} \left(\left(\frac{P_{t9}}{P_9} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} - 1 \right)} \quad (A.23)$$

Entonces la velocidad es:

$$V_9 = M_9 \sqrt{\gamma_t R_t T_9} \quad (A.24)$$

Para la **tobera del fan**, el proceso es muy similar, solo se diferenciará en el uso de distintas constantes de los gases perfectos, y en el cálculo de la presión total:

$$P_{t19} = P_{13} \pi_{fn} \quad (A.25)$$

La tobera utilizada también es de tipo convergente, por lo que también existen los dos casos.

Cuando **la tobera está estrangulada**:

$$P_{19} = \frac{P_{t19}}{\left(\frac{\gamma_c + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}}} \quad (A.26)$$

En el caso de la **tobera no estrangulada**:

$$P_{19} = \frac{P_0}{\frac{P_0}{P_{19}}} \quad (A.27)$$

Por lo tanto, la temperatura en 19:

$$T_{19} = T_{13} \left(\frac{P_{19}}{P_{t19}} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \quad (A.28)$$

A continuación, se calcula el número Mach y la velocidad de salida de los gases:

$$M_{19} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_c - 1} \left(\left(\frac{P_{t19}}{P_{19}} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1 \right)} \quad (A.29)$$

$$V_{19} = M_{19} \sqrt{\gamma_c R_c T_{19}} \quad (A.30)$$

A.1.2.7 Cálculos finales

Por último, se procede a calcular el empuje específico, consumo específico y las eficiencias térmicas y propulsivas.

El empuje total es la suma del correspondiente a la corriente del fan y al del núcleo. Así pues:

$$F_T = F_F + F_C$$

El empuje resultante del fan está definido por el cambio de momento en el fluido de trabajo, más la presión estática en los gases de salida por el área de salida,

$$F_F = \dot{m}_F(V_{19} - V_0) + A_{19}(P_{19} - P_0)$$

Se simplifica la ecuación dividiendo entre el flujo de masa para obtener el **empuje específico del fan**, y se elimina el área de salida sabiendo que $\frac{A_{19}}{\dot{m}_F}(P_{19} - P_0) = a_0 \left(\frac{T_{19}/T_0}{V_{19}/a_0} \frac{1 - P_0/P_{19}}{\gamma_0} \right)$:

$$\frac{F_F}{\dot{m}_F} = a_0 \left(\frac{V_{19}}{a_0} - \frac{V_0}{a_0} \right) + a_0 \left(\frac{\frac{T_{19}}{T_0} \frac{1 - P_0/P_{19}}{\gamma_0}}{\frac{V_{19}}{a_0}} \right)$$

Simplificando la ecuación queda:

$$\frac{F_F}{\dot{m}_F} = a_0 \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{\frac{T_{19}}{T_0} \frac{1 - P_0/P_{19}}{\gamma_0}}{\frac{V_{19}}{a_0}} \right) \quad (A.31)$$

De un modo similar, el **empuje específico resultante del núcleo** es:

$$\frac{F_C}{\dot{m}_c} = a_0 \left((1 + f) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1 + f) \frac{R_t}{R_c} \frac{\frac{T_{19}}{T_0} \frac{1 - P_0/P_{19}}{\gamma_0}}{\frac{V_{19}}{a_0}} \right) \quad (A.32)$$

Por lo tanto, la suma de ambos es:

$$\frac{F_T}{\dot{m}_T} = \left(\frac{1}{1 + \alpha} \right) \frac{F_C}{\dot{m}_c} + \left(\frac{\alpha}{\alpha + 1} \right) \frac{F_F}{\dot{m}_F}$$

Sustituyendo (A.31) y (A.32) obtenemos el **empuje específico total**:

$$\frac{F_T}{\dot{m}_T} = \frac{a_0}{1 + \alpha} \left((1 + f) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1 + f) \frac{R_t}{R_c} \frac{\frac{T_{19}}{T_0} \frac{1 - P_0/P_{19}}{\gamma_0}}{\frac{V_{19}}{a_0}} \right) + a_0 \frac{\alpha}{\alpha + 1} \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{\frac{T_{19}}{T_0} \frac{1 - P_0/P_{19}}{\gamma_0}}{\frac{V_{19}}{a_0}} \right) \quad (A.33)$$

El **consumo específico** está definido para un turbofán como:

$$S = \frac{f}{\frac{(1 + \alpha)F_T}{\dot{m}_0}} \quad (A.34)$$

La **eficiencia térmica** se define como la energía útil extraída del ciclo entre la energía aportada. La energía útil es la impartida al fluido, y la aportada es la energía térmica asociada a la combustión, así que la ecuación quedará:

$$\eta_T = \frac{(1 + f)V_9^2 + \alpha V_{19}^2 - (1 + \alpha)V_0^2}{2fh_{PR}} \quad (A.35)$$

La **eficiencia propulsiva** es la relación entre la energía aportada al fluido, y la aportada a la aeronave, es decir:

$$\eta_P = \frac{2V_0(1 + \alpha)\left(\frac{F}{\dot{m}_0}\right)}{(1 + f)V_9^2 + \alpha V_{19}^2 - (1 + \alpha)V_0^2} \quad (A.36)$$

Por lo tanto, la **eficiencia total** del ciclo será:

$$\eta_O = \eta_T \eta_P \quad (A.37)$$

A.1.3 Turbofán híbrido

Para el cálculo del análisis paramétrico del turbofán híbrido se hace uso de ecuaciones muy similares a las de un turbofán convencional. Esto es debido a que comparte los mismos componentes con este último, y realiza las mismas transformaciones físicas sobre el fluido. El lugar donde existirá una diferencia es en el balance de energía asociado a la turbina, puesto que hará falta incluir la potencia del motor eléctrico a dicho balance.

Para describir el modelo se hará referenciará a aquellas ecuaciones que son usadas de nuevo, y se formulará aquellas que presenten diferencias.

A.1.3.1 Admisión

La temperatura de remanso o temperatura total del flujo libre está definida por:

$$T_{t0} = T_0 \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \right) \quad (A.8)$$

La presión de remanso se define a partir de la temperatura de remanso como:

$$P_{t0} = P_0 \left(\frac{T_{t0}}{T_0} \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (A.9)$$

La presión en la estación 2 es:

$$P_2 = P_{t0} \eta_r \quad (A.10)$$

La temperatura en la estación 2 es igual a:

$$T_2 = T_{t0} \quad (A.11)$$

A.1.3.2 Compresor

La presión en la estación 3, será:

$$P_3 = P_2 \pi_c \quad (A.12)$$

La temperatura en la estación 3:

$$T_3 = T_2 \left(\frac{P_3}{P_2} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c e_c}} \quad (A.13)$$

A.1.3.3 Fan

La presión en la estación 13 será:

$$P_{13} = P_2 \pi_f \quad (A.14)$$

Y la temperatura:

$$T_{13} = T_2 \left(\frac{P_{13}}{P_2} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c e_f}} \quad (A.15)$$

A.1.3.4 Cámara de combustión

La relación aire-combustible queda definida como:

$$f = \frac{c_{pc} T_{t4} - c_{pt} T_3}{\eta_b h_{pr} - T_{t4} c_{pt}} \quad (A.16)$$

A.1.3.5 Turbina

Para el cálculo de la temperatura en la estación 5 hace falta introducir un balance de energía. Es aquí donde se incluirá la potencia del motor eléctrico que asiste a la turbina a mover el fan y el compresor. De este modo el balance queda:

$$\dot{m}_c c_{pc} (T_3 - T_2) + \dot{m}_F c_{pc} (T_{13} - T_2) = \eta_m \dot{m}_4 c_{pt} (T_{t4} - T_5) + \eta_e W_e$$

Donde W_e es igual a la potencia eléctrica aportada, y η_e es la eficiencia total del sistema eléctrico.

Se divide entre \dot{m}_0 y se despeja multiplica por $(1 + \alpha)$ para dar:

$$c_{pc} (T_3 - T_2) + \alpha c_{pc} (T_{13} - T_2) = \eta_m (1 + f) c_{pt} (T_{t4} - T_5) + \frac{\eta_e W_e (1 + \alpha)}{\dot{m}_0}$$

Se despeja T_5 para obtener el resultado:

$$T_5 = T_4 - \frac{c_{pc} ((T_3 - T_2) + \alpha (T_{13} - T_2)) - \frac{\eta_e W_e (1 + \alpha)}{\dot{m}_0}}{c_{pt} (1 + f) \eta_m} \quad (A.38)$$

La caída de presión en la estación 5 es:

$$P_5 = P_4 \left(\frac{T_5}{T_4} \right)^{\frac{\gamma_t}{(\gamma_t - 1) e_c}} \quad (A.18)$$

A.1.3.6 Toberas

La presión total entonces será:

$$P_{t9} = P_5 \pi_n \quad (A.19)$$

La presión estática en la estación 9 cuando la tobera está **tobera estrangulada** es:

$$P_9 = \frac{P_{t9}}{\left(\frac{\gamma_t + 1}{2}\right)^{\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1}}} \quad (A.20)$$

Cuando la **tobera no está estrangulada**, la presión estática en la estación 9 será:

$$P_9 = \frac{P_0}{\frac{P_0}{P_9}} \quad (A.21)$$

Ahora se procede a calcular la temperatura en la estación 9 como:

$$T_9 = T_5 \left(\frac{P_9}{P_{t9}}\right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} \quad (A.22)$$

El número Mach en la estación 9:

$$M_9 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_t - 1} \left(\left(\frac{P_{t9}}{P_9}\right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} - 1 \right)} \quad (A.23)$$

Entonces la velocidad es:

$$V_9 = M_9 \sqrt{\gamma_t R T_9} \quad (A.24)$$

Para la **tobera del fan** la presión total es:

$$P_{t19} = P_{13} \pi_{fn} \quad (A.25)$$

Cuando **la tobera está estrangulada**:

$$P_{19} = \frac{P_{t19}}{\left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}}} \quad (A.26)$$

En caso de que la **tobera no esté estrangulada**:

$$P_{19} = \frac{P_0}{\frac{P_0}{P_{19}}} \quad (A.27)$$

Por lo tanto, la temperatura en 19:

$$T_{19} = T_{13} \left(\frac{P_{19}}{P_{t19}} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \quad (\text{A. 28})$$

Por último, se calcula el número Mach y la velocidad de salida de los gases del fan como:

$$M_{19} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_c - 1} \left(\left(\frac{P_{t19}}{P_{19}} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1 \right)} \quad (\text{A. 29})$$

$$V_{19} = M_{19} \sqrt{\gamma_c R_c T_{19}} \quad (\text{A. 30})$$

A.1.3.7 Cálculos finales

Por último, se procede a calcular el empuje específico, consumo específico y las eficiencias térmicas y propulsivas.

El empuje total es la suma del correspondiente a la corriente del fan y al del núcleo. Así pues:

$$F_T = F_F + F_C$$

El empuje resultante del fan está definido por el cambio de momento en el fluido de trabajo, más la presión estática en los gases de salida por el área de salida,

$$F_F = \dot{m}_F (V_{19} - V_0) + A_{19} (P_{19} - P_0)$$

Se obtiene el **empuje específico del fan** como en el turbofán convencional:

$$\frac{F_F}{\dot{m}_F} = a_0 \left(\frac{V_{19}}{a_0} - \frac{V_0}{a_0} \right) + a_0 \left(\frac{\frac{T_{19}}{T_0} 1 - \frac{P_0}{P_{19}}}{\frac{V_{19}}{a_0} \gamma_0} \right)$$

Simplificando la ecuación queda:

$$\frac{F_F}{\dot{m}_F} = a_0 \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{\frac{T_{19}}{T_0} 1 - \frac{P_0}{P_{19}}}{\frac{V_{19}}{a_0} \gamma_0} \right) \quad (\text{A. 31})$$

De un modo similar, el **empuje específico resultante del núcleo** es:

$$\frac{F_C}{\dot{m}_c} = a_0 \left((1 + f) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1 + f) \frac{R_t}{R_c} \frac{\frac{T_{19}}{T_0} 1 - \frac{P_0}{P_{19}}}{\frac{V_{19}}{a_0} \gamma_0} \right) \quad (\text{A. 32})$$

Por lo tanto, la suma de ambos es:

$$\frac{F_T}{\dot{m}_T} = \left(\frac{1}{1 + \alpha} \right) \frac{F_C}{\dot{m}_C} + \left(\frac{\alpha}{\alpha + 1} \right) \frac{F_F}{\dot{m}_F}$$

Sustituyendo (A.31) y (A.32) obtenemos el **empuje específico total**:

$$\frac{F_T}{\dot{m}_T} = \frac{a_0}{1 + \alpha} \left((1 + f) \frac{V_9}{a_0} - M_0 + (1 + f) \frac{R_t}{R_c} \frac{\frac{T_{19}}{T_0} 1 - \frac{P_0}{P_{19}}}{\frac{V_{19}}{a_0} \gamma_0} \right) + a_0 \frac{\alpha}{\alpha + 1} \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{\frac{T_{19}}{T_0} 1 - \frac{P_0}{P_{19}}}{\frac{V_{19}}{a_0} \gamma_0} \right) \quad (A.33)$$

El **consumo específico** para un turbofán es:

$$S = \frac{\dot{m}_0 f}{(1 + \alpha) F_T} \quad (A.34)$$

En el caso de los turbofán híbridos, comparar consumos específicos de combustible no muestra la imagen completa ya que omite el consumo de energía del motor eléctrico. Por ello, es necesario introducir una nueva fórmula que incluya todos los tipos de energía, y que permita la comparación con el resto de los motores. De este modo, se procede a definir el **consumo específico de energía**, que será igual a la energía aportada de tipo eléctrica, y térmica (combustible), entre el empuje total:

$$S_E = \frac{\frac{\dot{m}_0 f h_{pr}}{(1 + \alpha)} + W_e}{F_T} \quad (A.39)$$

La **eficiencia térmica** se define como:

$$\eta_T = \frac{(1 + f) V_9^2 + \alpha V_{19}^2 - (1 + \alpha) V_0^2}{2 f h_{pr}} \quad (A.35)$$

La **eficiencia propulsiva** es igual a:

$$\eta_P = \frac{2 V_0 (1 + \alpha) \left(\frac{F}{\dot{m}_0} \right)}{(1 + f) V_9^2 + \alpha V_{19}^2 - (1 + \alpha) V_0^2} \quad (A.36)$$

La **eficiencia total** del ciclo es:

$$\eta_O = \eta_T \eta_P \quad (A.37)$$

A.1.4 Propulsor eléctrico

En el caso del propulsor eléctrico, el fan es movido por un motor eléctrico. De este modo, en el análisis paramétrico se tendrá que calcular la potencia requerida para mover dicho fan, y conseguir la relación de presión determinada.

El sistema de ecuaciones pierde gran parte de su complejidad al no tener que hacer cálculos para el núcleo del motor, y el análisis dará como resultado datos de empuje total, específico, y consumo específico de energía.

A.1.4.1 Admisión

La temperatura de remanso o temperatura total del flujo libre está definida por:

$$T_{t0} = T_0 \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_0^2 \right) \quad (A.8)$$

La presión de remanso se define a partir de la temperatura de remanso como:

$$P_{t0} = P_0 \left(\frac{T_{t0}}{T_0} \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (A.9)$$

La presión en la estación 2 es:

$$P_2 = P_{t0} \eta_r \quad (A.10)$$

La temperatura en la estación 2 es igual a:

$$T_2 = T_{t0} \quad (A.11)$$

A.1.4.3 Fan

La presión en la estación 13 será:

$$P_{13} = P_2 \pi_f \quad (A.14)$$

Y la temperatura:

$$T_{13} = T_2 \left(\frac{P_{13}}{P_2} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c \epsilon_f}} \quad (A.15)$$

A.1.4.4 Motor eléctrico

Se realiza un balance de energía en el fan

$$\dot{m}_F c_{pc} (T_{13} - T_2) = \eta_e W_e \quad (A. 38)$$

Si se despeja la potencia eléctrica:

$$W_e = \frac{\dot{m}_F c_{pc} (T_{13} - T_2)}{\eta_e} \quad (A. 39)$$

Donde W_e es la potencia eléctrica requerida, y η_e es la eficiencia eléctrica.

A.1.4.6 Toberas

Para la **tobera del fan** la presión total es:

$$P_{t19} = P_{13} \pi_{fn} \quad (A. 25)$$

Cuando la **tobera está estrangulada**:

$$P_{19} = \frac{P_{t19}}{\left(\frac{\gamma_c + 1}{2}\right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}}} \quad (A. 26)$$

En caso de que la **tobera no esté estrangulada**:

$$P_{19} = \frac{P_0}{\frac{P_0}{P_{19}}} \quad (A. 27)$$

Por lo tanto, la temperatura en 19:

$$T_{19} = T_{13} \left(\frac{P_{19}}{P_{t19}} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} \quad (A. 28)$$

Por último, se calcula el número Mach y la velocidad de salida de los gases del fan como:

$$M_{19} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_c - 1} \left(\left(\frac{P_{t19}}{P_{19}} \right)^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1 \right)} \quad (A. 29)$$

$$V_{19} = M_{19} \sqrt{\gamma_c R_c T_{19}} \quad (A. 30)$$

A.1.4.7 Cálculos finales

Por último, se procede a calcular el empuje específico, y consumo eléctrico específico:

$$F_T = F_F$$

El empuje resultante del fan está definido por el cambio de momento en el fluido de trabajo, más la presión estática en los gases de salida por el área de salida,

$$F_F = \dot{m}_F(V_{19} - V_0) + A_{19}(P_{19} - P_0)$$

Se obtiene el **empuje específico del fan** como en el turbofán convencional:

$$\frac{F_F}{\dot{m}_F} = a_0 \left(\frac{V_{19}}{a_0} - \frac{V_0}{a_0} \right) + a_0 \left(\frac{\frac{T_{19}}{T_0} 1 - \frac{P_0}{P_{19}}}{\frac{V_{19}}{a_0} \gamma_0} \right)$$

Sacando factor común, la ecuación queda:

$$\frac{F_F}{\dot{m}_F} = a_0 \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{\frac{T_{19}}{T_0} 1 - \frac{P_0}{P_{19}}}{\frac{V_{19}}{a_0} \gamma_0} \right) \quad (A. 31)$$

Por último, el consumo energético específico es:

$$S_E = \frac{W_e}{F_F} \quad (A. 39)$$

A.2 Análisis fuera de diseño

El **análisis fuera de diseño** se usa para calcular el comportamiento del motor a lo largo de su rango operativo, es decir, con diferentes condiciones exteriores (presión, temperatura y velocidad), y con diferentes requerimientos de potencia.

Este capítulo del Anexo está dedicado a enunciar las ecuaciones usadas en los modelos propulsivos programados en MATLAB. Como se ha comentado anteriormente, la mayoría de las ecuaciones han sido sacadas del libro *Elements of Turbine Propulsion* (D.Mattingly, 1996).

A.2.1 Turbofán convencional

A.2.1.1 Compresor de baja presión

Como está unido al eje lento del motor, gira solidariamente con el fan. Esto significa que sus relaciones de presiones son comparables mediante una constante, es decir:

$$T_{2.5} - T_2 = K(T_{13} - T_2)$$

Si despejamos K y lo igualamos con los valores de referencia:

$$\frac{T_{2.5} - T_2}{T_{13} - T_2} = K = \frac{T_{2.5R} - T_{2R}}{T_{13R} - T_{2R}}$$

De manera que si sustituimos K por los valores de referencia y despejamos $T_{2.5}$:

$$T_{2.5} = T_2 + (T_{13} - T_2) \frac{T_{2.5R} - T_{2R}}{T_{13R} - T_{2R}} \quad (A.40)$$

Por lo tanto, la presión tras el compresor será:

$$P_{25} = P_2 \left(1 + \eta_{cL} \left(\frac{T_{25} - T_2}{T_2} \right) \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (A.41)$$

A.2.1.2 Turbina de baja presión

La presión en turbina de baja presión queda definida como:

$$P_5 = P_{45} \frac{P_{5R}}{P_{45R}} \sqrt{\frac{T_5 T_{45R}}{T_{5R} T_{45}}} \frac{MFP(M_{9R})}{MFP(M_9)} \quad (A.42)$$

Siendo MFP el parámetro de flujo de masa:

$$MFP = \frac{M \sqrt{\frac{\gamma g_c}{R}}}{\left(1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2}\right) M^2\right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}} \quad (A.43)$$

La temperatura en 5 es:

$$T_5 = T_{45} \left(1 - \eta_{tL} \left(1 - \left(\frac{P_5}{P_{45}}\right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}}\right)\right) \quad (A.44)$$

A.2.1.3 Ratio de bypass

La ratio de bypass es igual a:

$$\alpha = \alpha_R \frac{P_{3R} P_{25}}{P_3 P_{25R}} \sqrt{\frac{T_{t4} T_{13R}}{T_{t4R} T_{13}}} \frac{MFP(M_{19R})}{MFP(M_{19})} \quad (A.45)$$

A.2.1.4 Flujo másico

El flujo másico se calcula como:

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_0 \frac{1 + \alpha}{1 + \alpha_R} \frac{P_3}{P_{3R}} \sqrt{\frac{T_{t4R}}{T_{t4}}} \quad (A.46)$$

A.2.1.5 Compresor de alta presión

La temperatura en tras el compresor de alta presión es:

$$T_3 = T_{25} + \left(\frac{1 + f}{1 + f_R}\right) \frac{T_{t4}(T_3 - T_{25})}{T_{t4R}} \quad (A.47)$$

Y la presión en la estación 3:

$$P_3 = P_{25} \left(1 + \eta_{cH} \left(\frac{T_3 - T_{25}}{T_{25}}\right)\right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (A.48)$$

A.2.1.6 Fan

Para calcular la temperatura total tras el fan se necesita realizar un balance de energía:

$$\dot{m}_c c_{pc}(T_{25} - T_2) + \dot{m}_f c_{pc}(T_{13} - T_2) = \eta_m \dot{m}_4 c_{pt}(T_{t45} - T_5)$$

Se sustituyen los flujos de masa:

$$\frac{1}{1 + \alpha} c_{pc}(T_{25} - T_2) + \frac{\alpha}{1 + \alpha} \dot{m}_0 c_{pc}(T_{13} - T_2) = \frac{1 + f}{1 + \alpha} \dot{m}_0 \eta_m c_{pt}(T_{t45} - T_5)$$

Se eliminan los factores comunes:

$$c_{pc}(T_{25} - T_2) + \alpha c_{pc}(T_{13} - T_2) = (1 + f) \eta_m c_{pt}(T_{t45} - T_5)$$

A continuación, se despejan las constantes a un lado y se igualan a los valores de referencia:

$$\frac{(T_{25} - T_2) + \alpha(T_{13} - T_2)}{(1 + f)(T_{t45} - T_5)} = \frac{\eta_m c_{pt}}{c_{pc}} = \frac{(T_{25R} - T_{2R}) + \alpha_R(T_{13R} - T_{2R})}{(1 + f_R)(T_{t45R} - T_{5R})}$$

Por último, se procede a despejar T_{13} :

$$(T_{25} - T_2) + \alpha(T_{13} - T_2) = \left(\frac{1 + f}{1 + f_R} \right) \frac{T_{45} - T_5}{T_{45R} - T_{5R}} ((T_{25R} - T_{2R}) + \alpha_R(T_{13R} - T_{2R}))$$

Si se sustituye T_{25} de la ecuación (A.40) en el lado izquierdo:

$$(T_{13} - T_2) \frac{T_{2.5R} - T_{2R}}{T_{13R} - T_{2R}} + \alpha(T_{13} - T_2) = \left(\frac{1 + f}{1 + f_R} \right) \frac{T_{45} - T_5}{T_{45R} - T_{5R}} ((T_{25R} - T_{2R}) + \alpha_R(T_{13R} - T_{2R}))$$

Sacando factor común $(T_{13} - T_2)$:

$$(T_{13} - T_2) = \left(\frac{1 + f}{1 + f_R} \right) \frac{T_{45} - T_5}{T_{45R} - T_{5R}} \frac{(T_{25R} - T_{2R}) + \alpha_R(T_{13R} - T_{2R})}{\frac{T_{2.5R} - T_{2R}}{T_{13R} - T_{2R}} + \alpha(T_{13R} - T_{2R})}$$

Y, por último:

$$T_{13} = T_2 + (T_{13R} - T_{2R}) \left(\frac{1 + f}{1 + f_R} \right) \frac{T_{45} - T_5}{T_{45R} - T_{5R}} \frac{\alpha_R(T_{13R} - T_{2R}) + (T_{25R} - T_{2R})}{\alpha(T_{13} - T_2) + (T_{25} - T_2)} \quad (A.49)$$

La presión en 13 será:

$$P_{13} = P_2 \left(1 + \eta_f \left(\frac{T_{13} - T_2}{T_2} \right) \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (A.50)$$

A.2.2 Turbofán híbrido

A.2.2.1 Compresor de baja presión

Al igual que en el turbofán convencional, el compresor de baja presión está unido al eje lento del motor y gira solidariamente con el fan. Esto significa que sus relaciones de presiones son comparables mediante una constante, es decir:

$$T_{2.5} = T_2 + (T_{13} - T_2) \frac{T_{2.5R} - T_{2R}}{T_{13R} - T_{2R}} \quad (A.40)$$

La presión tras el compresor será:

$$P_{25} = P_2 \left(1 + \eta_{cL} \left(\frac{T_{25} - T_2}{T_2} \right) \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (A.41)$$

A.2.2.2 Turbina de baja presión

La presión en turbina de baja presión queda definida como:

$$P_5 = P_{45} \frac{P_{5R}}{P_{45R}} \sqrt{\frac{T_5 T_{45R}}{T_{5R} T_{45}}} \frac{MFP(M_{9R})}{MFP(M_9)} \quad (A.42)$$

Siendo MFP el parámetro de flujo de masa:

$$MFP = \frac{M \sqrt{\frac{\gamma g_c}{R}}}{\left(1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2 \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}} \quad (A.43)$$

La temperatura en 5 es:

$$T_5 = T_{45} \left(1 - \eta_{tL} \left(1 - \left(\frac{P_5}{P_{45}} \right)^{\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t}} \right) \right) \quad (A.44)$$

A.2.2.3 Ratio de bypass

La ratio de bypass es igual a:

$$\alpha = \alpha_R \frac{P_{3R} P_{25}}{P_3 P_{25R}} \sqrt{\frac{T_{t4} T_{13R}}{T_{t4R} T_{13}}} \frac{MFP(M_{19R})}{MFP(M_{19})} \quad (A.45)$$

A.2.2.4 Flujo másico

El flujo másico se calcula como:

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_0 \frac{1 + \alpha}{1 + \alpha_R} \frac{P_3}{P_{3R}} \sqrt{\frac{T_{t4R}}{T_{t4}}} \quad (A.46)$$

A.2.2.5 Compresor de alta presión

La temperatura en tras el compresor de alta presión es:

$$T_3 = T_{25} + \left(\frac{1 + f}{1 + f_R} \right) \frac{T_{t4}(T_3 - T_{25})}{T_{t4R}} \quad (A.47)$$

Y la presión en la estación 3:

$$P_3 = P_{25} \left(1 + \eta_{cH} \left(\frac{T_3 - T_{25}}{T_{25}} \right) \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (A.48)$$

A.2.2.6 Fan

Para calcular la temperatura total tras el fan se necesita realizar un balance de energía:

$$\dot{m}_c c_{pc}(T_{25} - T_2) + \dot{m}_F c_{pc}(T_{13} - T_2) = \eta_m \dot{m}_4 c_{pt}(T_{t45} - T_5) + \eta_e W_e$$

Se sustituyen los flujos de masa:

$$\frac{1}{1 + \alpha} c_{pc}(T_{25} - T_2) + \frac{\alpha}{1 + \alpha} \dot{m}_0 c_{pc}(T_{13} - T_2) = \frac{1 + f}{1 + \alpha} \dot{m}_0 \eta_m c_{pt}(T_{t45} - T_5)$$

Se eliminan los factores comunes:

$$c_{pc}(T_{25} - T_2) + \alpha c_{pc}(T_{13} - T_2) = (1 + f) \eta_m c_{pt}(T_{t45} - T_5) + \frac{\eta_e W_e}{\dot{m}_0(1 + \alpha)}$$

A continuación, se despejan las constantes a un lado y se igualan a los valores de referencia:

$$\frac{(T_{25} - T_2) + \alpha(T_{13} - T_2) - \frac{\eta_e W_e}{\dot{m}_0 c_{pc}(1 + \alpha)}}{(1 + f)(T_{t45} - T_5)} = \frac{\eta_m c_{pt}}{c_{pc}} = \frac{(T_{25R} - T_{2R}) + \alpha_R(T_{13R} - T_{2R}) - \frac{\eta_e W_{eR}}{\dot{m}_0 c_{pc}(1 + \alpha_R)}}{(1 + f_R)(T_{t45R} - T_{5R})}$$

Por último, se procede a despejar T_{13} :

$$(T_{25} - T_2) + \alpha(T_{13} - T_2) - \frac{\eta_e W_e}{\dot{m}_0 c_{pc}(1 + \alpha)} = \left(\frac{1 + f}{1 + f_R} \right) \frac{T_{45} - T_5}{T_{45R} - T_{5R}} \left((T_{25R} - T_{2R}) + \alpha_R(T_{13R} - T_{2R}) - \frac{\eta_e W_{eR}}{\dot{m}_0 c_{pc}(1 + \alpha_R)} \right)$$

Si se sustituye T_{25} de la ecuación (A.40) en el lado izquierdo:

$$(T_{13} - T_2) \frac{T_{2.5R} - T_{2R}}{T_{13R} - T_{2R}} + \alpha(T_{13} - T_2) = \left(\frac{1 + f}{1 + f_R} \right) \frac{T_{45} - T_5}{T_{45R} - T_{5R}} \left((T_{25R} - T_{2R}) + \alpha_R(T_{13R} - T_{2R}) - \frac{\eta_e W_{eR}}{\dot{m}_0 c_{pc}(1 + \alpha_R)} \right) + \frac{\eta_e W_e}{\dot{m}_0 c_{pc}(1 + \alpha)}$$

Sacando factor común $(T_{13} - T_2)$:

$$(T_{13} - T_2) = \frac{\left(\left(\frac{1 + f}{1 + f_R} \right) \frac{T_{45} - T_5}{T_{45R} - T_{5R}} \left((T_{25R} - T_{2R}) + \alpha_R(T_{13R} - T_{2R}) - \frac{\eta_e W_{eR}}{\dot{m}_0 c_{pc}(1 + \alpha_R)} \right) \right) + \frac{\eta_e W_e}{\dot{m}_0 c_{pc}(1 + \alpha)}}{\frac{T_{2.5R} - T_{2R}}{T_{13R} - T_{2R}} + \alpha(T_{13R} - T_{2R})}$$

Y, por último:

$$T_{13} = T_2 + \frac{\left(\left(\frac{1 + f}{1 + f_R} \right) \frac{T_{45} - T_5}{T_{45R} - T_{5R}} \left((T_{25R} - T_{2R}) + \alpha_R(T_{13R} - T_{2R}) - \frac{\eta_e W_{eR}}{\dot{m}_0 c_{pc}(1 + \alpha_R)} \right) \right) + \frac{\eta_e W_e}{\dot{m}_0 c_{pc}(1 + \alpha)}}{\frac{T_{2.5R} - T_{2R}}{T_{13R} - T_{2R}} + \alpha(T_{13R} - T_{2R})} \quad (A.51)$$

La presión en 13 será:

$$P_{13} = P_2 \left(1 + \eta_f \left(\frac{T_{13} - T_2}{T_2} \right) \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (A.52)$$

A.2.3 Propulsor eléctrico

A.2.3.2 Fan

Para calcular la temperatura total tras el fan se necesita realizar un balance de energía:

$$\dot{m}_F c_{pc}(T_{13} - T_2) = \eta_e W_e$$

Se eliminan los factores comunes:

$$c_{pc}(T_{13} - T_2) = \frac{\eta_e W_e}{\dot{m}_0}$$

A continuación, se despejan las constantes a un lado y se igualan a los valores de referencia:

$$\frac{\dot{m}_0(T_{13} - T_2)}{W_e} = \frac{\eta_e}{c_{pc}} = \frac{\dot{m}_{0R}(T_{13R} - T_{2R})}{W_{eR}}$$

Por último, se procede a despejar T_{13} :

$$(T_{13} - T_2) = \frac{\dot{m}_{0R} W_e (T_{13R} - T_{2R})}{\dot{m}_0 W_{eR}}$$

$$T_{13} = T_2 + \frac{\dot{m}_{0R} W_e (T_{13R} - T_{2R})}{\dot{m}_0 W_{eR}}$$

La presión en 13 será:

$$P_{13} = P_2 \left(1 + \eta_f \left(\frac{T_{13} - T_2}{T_2} \right) \right)^{\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1}} \quad (A. 53)$$

A.2.3.1 Flujo másico

El flujo másico se calcula como:

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_0 \frac{P_{t19}}{P_{t19R}} \sqrt{\frac{T_{19}}{T_{19R}} \frac{MFP(M_{19})}{MFP(M_{19R})}} \quad (A. 54)$$

ANEXO B DOCUMENTACIÓN DEL SOFTWARE

B.1 Guía de uso

El programa desarrollado es una parte clave del trabajo, tanto por su importancia a la hora de facilitar los distintos análisis, como por el tiempo dedicado a su desarrollo. Su objetivo principal es el de servir como herramienta para realizar los distintos cálculos, no la de ser un programa accesible al público, sin embargo, se ha optado por dotarlo de una interfaz básica para que su uso sea más sencillo.

Esto significa que, al iniciar el programa, se pedirá seleccionar el tipo de análisis a realizar, y el propulsor de interés. Tras realizar los cálculos, la labor de análisis y creación de graficas de interés quedará a cargo del usuario, que podrá proceder mediante la interfaz de MATLAB. Por ello, su uso requiere de un conocimiento básico del software MATLAB y de cómo manipular datos en él.

Este programa ha sido programado en MATLAB, el cual es un entorno de desarrollo enfocado a la realización de cálculos, y que dispone de un lenguaje de programación propio (The MathWorks, Inc, 2020). El lenguaje de programación se llama M, y una de sus características es una sintaxis sencilla. La versión utilizada para la programación es R2020a.

B.1.1 Funcionamiento

La interacción con el programa es principalmente mediante cuadros de dialogo que se van presentando al usuario para que elija entre distintas opciones, o para que introduzca ciertos datos.

Para iniciar el programa hace falta abrir el archivo *ProgramaPrincipal.m* en MATLAB. A continuación, se hace click en el botón *Run* en la pestaña *Editor* en MATLAB, lo que hará que el programa se empiece a ejecutar.

Como se ve en la figura B.1, lo primero que aparecerá es una pestaña preguntando por el tipo de elemento a analizar. Las dos opciones posibles son la aeronave, o el motor.

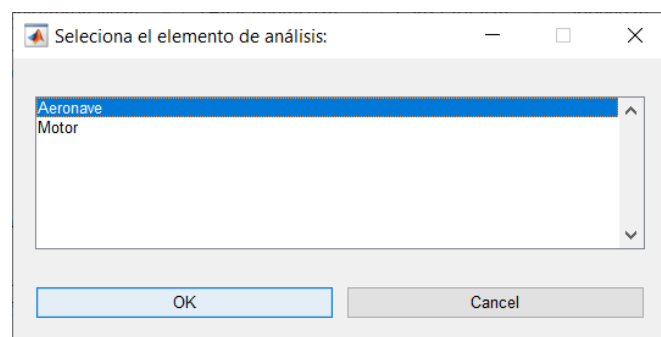


Figura B.1: Selección del elemento de análisis

Después de seleccionar el elemento de análisis, aparece otra pestaña pidiendo que se seleccione el tipo de análisis a realizar, las opciones que aparecen a continuación dependen del elemento de análisis seleccionado.

Cuando se selecciona la aeronave hay cuatro análisis posibles: carga total, distancia de vuelo, consumo de combustible, y consumo de energía como se ve en la figura B.2. En caso de que se seleccione el motor, habrá dos análisis disponibles: consumos específicos, y punto de funcionamiento. Cada uno de estos análisis se explicará con más detalle más adelante.

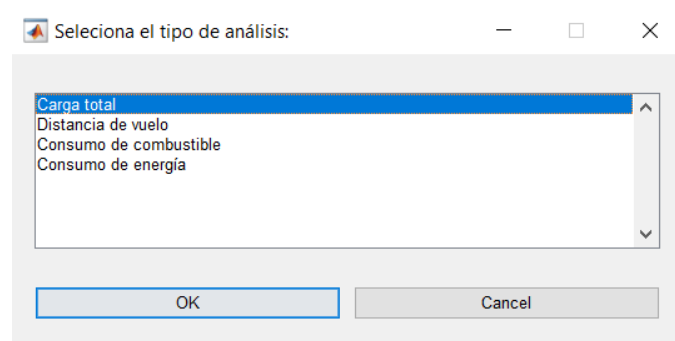


Figura B.2: Selección del tipo de análisis

Por último, hay que elegir el tipo de propulsor con el que realizar el análisis. Como se aprecia en la figura B.3, existen tres variantes para elegir, que coinciden con los propulsores de estudio de este trabajo. Estas son: turbofán convencional, turbofán híbrido, y propulsor eléctrico. En el caso del turbofán híbrido, aparecerá otra pestaña en la que se tendrá que introducir la potencia del motor eléctrico asociado a propulsor.

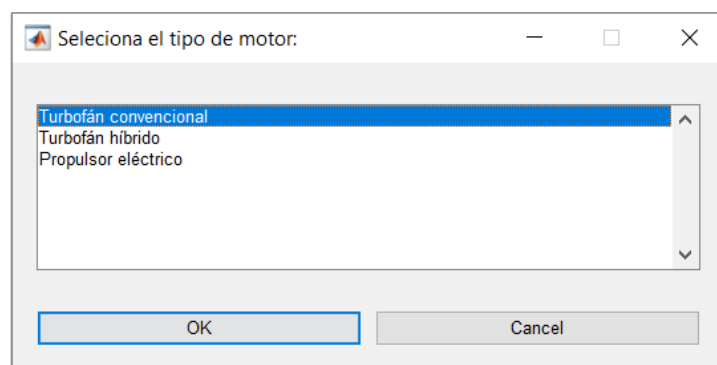


Figura B.3: Selección del tipo de motor

Dependiendo del tipo de análisis seleccionado, el programa puede que pida algún dato adicional como puede ser la trayectoria de vuelo a utilizar. Con estos datos el programa ya puede comenzar a realizar el análisis seleccionado.

A continuación, se van a comentar los distintos tipos de análisis disponibles:

El análisis de **carga total** calcula el peso máximo que puede llevar una aeronave para un vuelo determinado. La simulación de vuelo se lleva a cabo con la masa máxima que puede llevar la aeronave. Tras finalizar la simulación, la diferencia entre el peso resultante y el peso sin combustible de la aeronave será la carga total que puede llevar. En aquellos casos en los que la aeronave haga uso de energía eléctrica habrá que sumar el peso de las baterías al peso sin combustible.

El cálculo de la **distancia de vuelo** es uno de los más complicados, como se comentó en el capítulo 5, requiere de la simulación de varios vuelos, y de un proceso de interpolación entre las cargas resultantes de ellos. Para mayor precisión, se recomienda que los vuelos que se usen como referencia para la interpolación tengan una distancia de vuelo cercana a la real. Al comenzar este tipo de análisis se pide la carga útil que necesita llevar la aeronave. A continuación, se seleccionan dos trayectorias de vuelo de distinta longitud y el programa empieza el cálculo. El programa calcula la carga total para los dos vuelos seleccionados, e interpola distancia de vuelo sabiendo el valor de la carga útil.

Calcular el **consumo de combustible** es un proceso más complejo puesto que se ajusta la masa inicial del avión de modo que al finalizar la simulación no quede combustible, es decir, para que no se lleve más peso del necesario. Para ello, se conoce que la masa final tiene que ser el peso sin combustible del avión con la carga útil y el peso de las baterías en algunos casos, este valor es la masa objetivo. Este ajuste de la masa inicial se realiza mediante un proceso iterativo, que parte como primera estimación con la masa máxima de la aeronave. Tras realizar el vuelo se calcula si la masa final es mayor o menor de la masa objetivo. En caso de que la masa final sea menor, esto significa que el vuelo no se puede realizar puesto que se necesita que el peso de la aeronave sea menor. En esta situación se para el bucle iterativo, y se avisa al usuario de que el vuelo no es posible en esas condiciones. En caso de que la masa final sea mayor del objetivo, se ajusta la masa inicial en consecuencia, y se vuelve a realizar la simulación. Para que la iteración llegue al fin hace falta determinar un margen de error para la masa final.

El **consumo de energía** lleva un proceso de cálculo casi idéntico al consumo de combustible. La única diferencia es que, tras realizar las simulaciones de vuelo, se tendrán que sumar las aportaciones al consumo de energía hechas por las dos fuentes de energía, la energía química del combustible, y la eléctrica. La unidad elegida para mostrar el consumo de energía es el kWh.

Para el cálculo de los **consumos específicos**, solo es necesario el uso de los modelos propulsivos puesto que este tipo de parámetro es exclusivo de los propulsores. Después de elegir el tipo de propulsor a analizar, se necesita saber la situación en la que se encuentra, es decir, las condiciones atmosféricas, y el empuje requerido. Tras la elección de estas variables, el programa procederá al cálculo del propulsor, y dará los resultados correspondientes.

También se puede seleccionar un último tipo de análisis cuando se necesite saber el **punto de funcionamiento** del motor. Después de seleccionar esta opción, se pedirán las condiciones atmosféricas y los parámetros de potencia del motor. Estos son: la temperatura de entrada a la turbina, y la potencia eléctrica aportada. A continuación, se realizarán los cálculos, y se presentará al usuario con la telemetría completa del motor en cuestión. Esto comprende: empuje, empuje específico, consumos específicos, y presiones y temperaturas de todas las estaciones.

Después de realizar el análisis seleccionado, se pueden revisar los datos obtenidos. Estos aparecen en una pestaña llamada *Workspace* en MATLAB como se puede ver en la figura B.4.

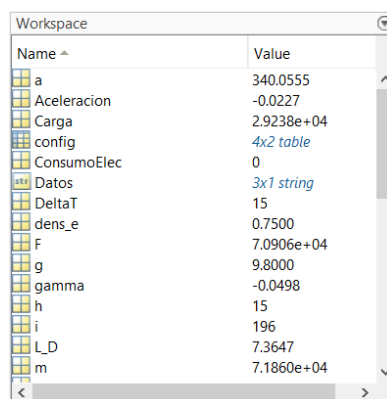


Figura B.4: Pestaña Workspace de MATLAB

Estos datos pueden seleccionarse, procesarse, o realizar las gráficas que se consideren oportunas. Para realizar gráficas con estos valores hay que hacer abrir la pestaña *PLOTS*, y hacer click en la figura de interés mientras se tienen las variables a analizar seleccionadas, como se ve en la figura B.5.

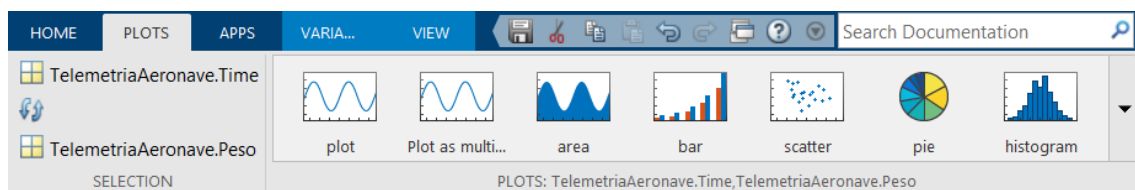


Figura B.5: Pestaña PLOTS en MATLAB

En esa pestaña se pueden realizar distintos tipos de gráficos, sin embargo, gran parte de los realizados en el análisis de resultados son de barras ya que se ha considerado que eran los más adecuados. También existe la opción de realizar las gráficas mediante la línea de comandos de MATLAB. Esto requiere de un mayor conocimiento de manejo del programa, pero sin embargo es la opción que permite mayor personalización sobre las gráficas creadas.

B.1.2 Configuración

En este apartado se hablará de como modificar los parámetros asociados a los diversos modelos, y de las características que tienen los archivos de las trayectorias de vuelo.

Uno de los aspectos más importantes en un programa de estas características es que sea capaz de admitir cambios en su configuración. Esto se puede dar en caso de que se necesiten simular propulsores de distintas características, o porque se cambie la aeronave de estudio, por ello es necesario que el cambio de estos parámetros sea lo más sencillo posible.

Por esta razón, se han creado una serie de archivos en los que se encuentran dichos parámetros, y que son de fácil acceso. El primero es el archivo *config.xlsx*, éste contiene información acerca de la aeronave: peso máximo, peso en vacío, energía específica de las baterías... También alberga algunos campos relacionados con la ejecución del programa. En la figura B.6 se pueden ver algunos de estos campos con sus valores actuales.

##Archivo de configuración	
##Guardar junto a modelo de matlab	
##	
##Autor: Daniel Labara	
##[Propiedades de la aeronave]	
Categoría	Valor
Peso inicial	78000
Peso en vacío	42600
Peso de los pasajeros	15580
Multiplicador de L/D	1
Energía específica	0.75
Tamaño cuadro dialogo X	400
Tamaño cuadro dialogo Y	100

Figura B.6: Campos del archivo configuración

Los parámetros asociados a los propulsores se encuentran en archivos llamados *ParametrosTF.xlsx*, *ParametrosTH.xlsx*, y *ParametrosElec.xlsx*. En estos aparecen las características de los propulsores para las condiciones de diseño, las cuales sirven para realizar los análisis paramétricos de los mismos. Estos parámetros son: relaciones de compresión, pérdidas en los conductos, temperatura máxima de entrada a la turbina, flujo másico... En caso de que se quieran realizar los análisis con otro propulsor de distintas características, se tendrán que modificar los parámetros correspondientemente. Como se ha comentado anteriormente, los análisis de este trabajo se han realizado en base al motor GE90 de General Electric para los casos de turbofán convencional e híbrido, por lo que los parámetros de los archivos corresponden a este propulsor.

B.1.3 Mensajes de error

Una de las funcionalidades más importantes de cualquier programa es su capacidad para detectar errores o situaciones fuera de lo provisto, y avisar al usuario de ello. Para ello se han introducido una serie de mensajes de error con distintos significados. Conocer cuál puede ser su causa y cuando aparecen es crucial para solucionar el problema. En este apartado se describirán los distintos mensajes de error que pueden aparecer:

‘Debes seleccionar un elemento para continuar’: Ocurre tras presionar el botón de cancelar en las ventanas de selección del programa, el programa se detiene a continuación. Se puede ver el cuadro de error en la figura B.7.

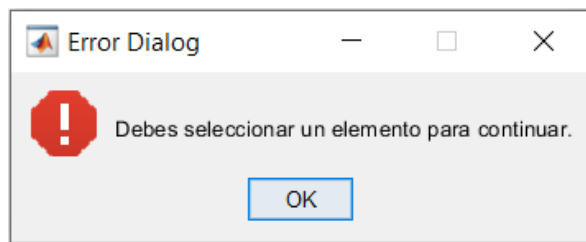


Figura B.7: Mensaje de error

‘No se puede realizar ese tipo de análisis para el propulsor seleccionado’: Este tipo de error solo aparece en una situación, cuando se va a realizar un cálculo del consumo de combustible, y se selecciona el propulsor eléctrico.

‘El avión no puede realizar el vuelo’: Aparece tras realizar el análisis de carga total, significa que el resultado de la carga ha sido negativo, y que por lo tanto el avión necesitaría ser más ligero para poder realizar el vuelo.

‘Límite de iteraciones, motor en idle’: Puede aparecer mientras se realiza una simulación de vuelo, o cuando se hace el análisis del punto de funcionamiento del motor. Este error indica que el bucle de control del motor no consigue converger, o lo que es lo mismo, que no consigue desarrollar el empuje requerido.

‘Límite de iteraciones, no se puede calcular el punto de funcionamiento’: Este tipo de error es común cuando el análisis fuera de diseño, el cual hace uso de bucles iterativos, no consigue converger. Suele ocurrir cuando el motor no es capaz de funcionar porque la temperatura de entrada a la turbina es demasiado baja.

B.2 Estructura

En este apartado se hablará de la estructura interna del programa, y de cómo interactúan sus elementos cuando se ejecuta.

Para la creación de un programa de esta magnitud, hace falta dividir su programación en bloques. Esto ayuda tanto a la hora de su desarrollo, pudiendo comprobar la funcionalidad de dichos bloques por separado, como en un futuro, ya que de este modo se permite que se reutilicen partes del código para otros desarrollos de forma sencilla.

En el capítulo 4 se ha comentado como los modelos propulsivos y el de aeronave interactúan entre sí y sus funciones. En este anexo se va a explicar cómo el programa principal está estructurado, y de qué manera interactúa con el resto de los modelos. Por ello se ha determinado que la mejor manera de entender la estructura es dividiéndola en tres capas o niveles que tienen distinta función.

El **primer nivel** es el asociado al programa principal, en este se encuentran los comandos que realizan el tipo de análisis deseado, y facilitan la interacción con el usuario, es decir, los distintos cuadros de diálogo, y errores. Dependiendo del análisis seleccionado se ejecutarán distintas simulaciones llamando a los modelos correspondientes. En el programa se han planteado seis tipos de análisis: carga total, distancia de vuelo, consumo de combustible, consumo de energía, consumos específicos, y punto de funcionamiento.

Así pues, el usuario ejecutará el programa principal, el cual, dependiendo del análisis hará uso de los distintos modelos, propulsivos o de aeronave para realizar los cálculos necesarios como se puede ver en la figura B.8. Por último, se presentará al usuario con los resultados para su manipulación o la realización de gráficas.

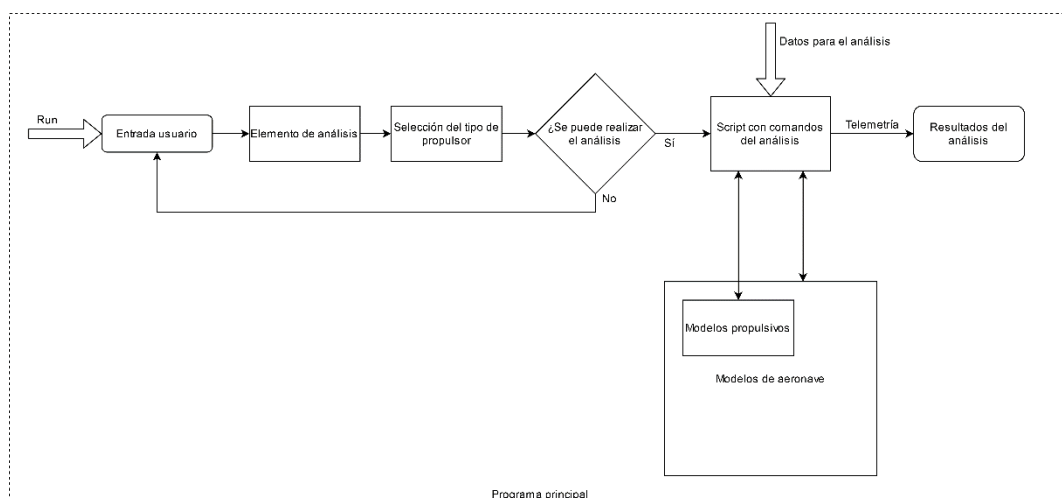


Figura B.8: Estructura del programa principal

El **segundo nivel** es el correspondiente al modelo de aeronave. Este modelo está escrito en forma de script o guion, o lo que es lo mismo, una serie de comandos a ejecutar una vez se llame al script. El modelo de aeronave contiene distintos comandos para leer la trayectoria de vuelo, calcular parámetros de vuelo (ángulo de vuelo, aceleración, empuje...), y ejecutar las funciones que contienen los modelos propulsivos. Por ello este nivel es el encargado de realizar las simulaciones de vuelo. Se ha hablado en más detalle del modelo de aeronave en el capítulo 4 de la memoria.

En el **tercer nivel**, se encuentran los distintos modelos propulsivos. Estos están contenidos dentro de funciones, y requieren de varias variables de entrada para poder funcionar. Dentro de estos modelos propulsivos se encontrará el análisis fuera de diseño, y un bucle de control que se encargue de ajustar los parámetros de potencia del motor (flujo de combustible y potencia eléctrica) para desarrollar el empuje requerido. Las variables de entrada de los modelos propulsivos son: los valores de referencia del motor (resultantes del análisis paramétrico del mismo), las condiciones atmosféricas, y el empuje que se quiere que desarrolle. Las variables de salida son: la telemetría del motor (temperaturas y presiones en cada una de las estaciones), y consumos de combustible y energía.

B.2.1 Ampliación del programa

Por último, es importante destacar que el carácter modular de sus componentes hace que el programa desarrollado se puede ampliar de manera sencilla si se considera oportuno. Esta estructura en niveles permite que se introduzca una nueva función, análisis o modelo propulsivo sin tener que modificar apenas el código del programa.

En caso de que se quiera introducir un nuevo tipo de análisis habría que añadir una entrada en el archivo *config.xlsx* con el nombre de este para que el programa lo introduzca en los cuadros de dialogo. Además, haría falta crear un script con los comandos del nuevo análisis e introducirlo en el código del programa principal. Si se quisieran ampliar los modelos propulsivos con otro diferente el proceso sería similar. Se añadiría un campo con su nombre en el archivo de configuración, y se introduciría su función en el programa principal.

Todo esto hace que el programa desarrollado sea una herramienta muy potente para el cálculo de este tipo de modelos. A pesar de que su interfaz con el usuario es limitada, la base del programa es sólida y admite que sea ampliado sin problemas.